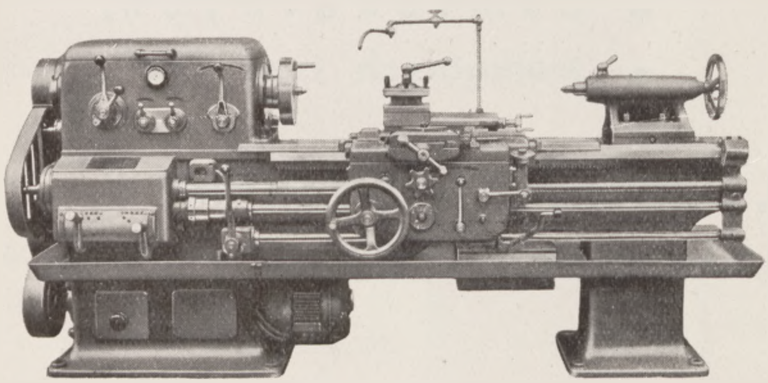
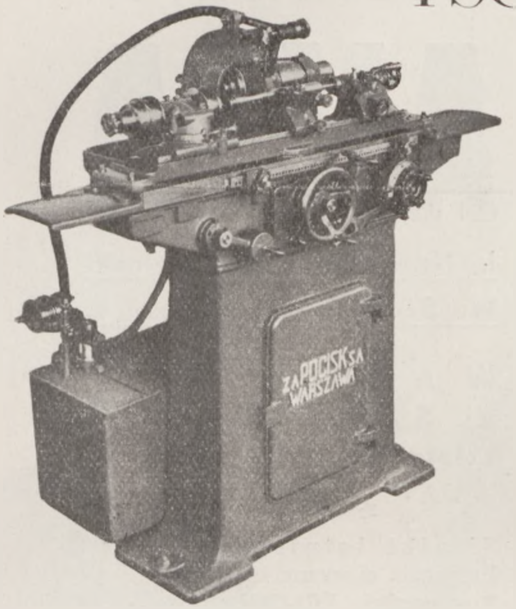
TECHNIKA LOTNICZA

ORGAN ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

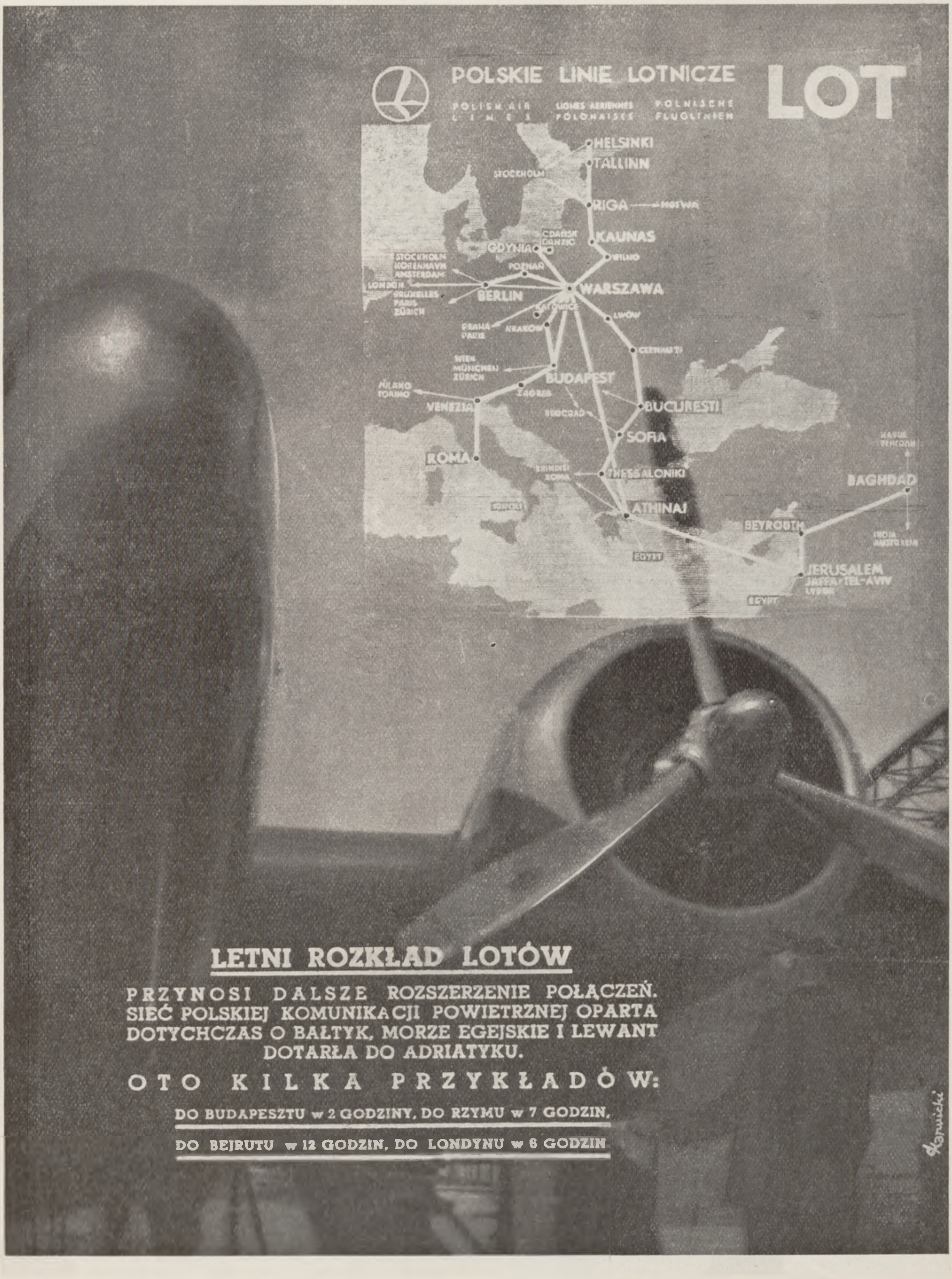
Nr 4 KWIECIEŃ 1939 Rok VII



Tokarka szybkobieżna TJS-200


Z.A.POCISK S.A.
WARSZAWA


tam wysoko...
Wielkie Towarzystwa Komunikacji lotniczej doceniają znaczenie bezpieczeństwa podczas lotu i dlatego nad wszelkie inne przekładają oleje
AEROSHELL
MOTOR OILS


POLSKIE LINIE LOTNICZE
LOT
HELSINKI
TALLINN
RIGA
KAUNAS
GDYNIA
WARSZAWA
BERLIN
BUDAPEST
BUCURESTI
SOFIA
VENEZIA
ROMA
THESSALONIKI
ATHINAI
BAGHDAD
BEYROUTH
JERUSALEM
JAFFA-TEL-AVIV
LETNI ROZKŁAD LOTÓW
PRZYNOSI DALSZE ROZSZERZENIE POŁĄCZEŃ. SIEĆ POLSKIEJ KOMUNIKACJI POWIETRZNEJ OPARTA DOTYCHCZAS O BAŁTYK, MORZE EGEJSKIE I LEWANT DOTARŁA DO ADRIATYKU.
OTO KILKA PRZYKŁADÓW:
DO BUDAPESZTU w 2 GODZINY, DO RZYMU w 7 GODZIN,
DO BEJRUTU w 12 GODZIN, DO LONDYNU w 6 GODZIN

TECHNIKA LOTNICZA

ORGAN ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

WYDAWANY Z POPARCIEM ZRZESZENIA POLSKICH PRZEMYSŁOWCÓW LOTNICZYCH

WARSZAWA KWIECIEŃ 1939 r. Nr 4

Redaktor Naczelny i Działu Silnikowego: Inż. JAN TUSZYŃSKI. — Redaktor Działu Płatowcowego: Inż. STANISŁAW PIĄTKOWSKI

PRZEDPŁATA (z przesyłką): w kraju kwartalnie zł 3.50 (dla studiujących zł 2.40), rocznie zł 14.00 (9.60), za granicą zł 20.00. Cena pojedyńczego numeru zł 1.50 (nie dotyczy numerów specjalnych). Wpłaty należy dokonywać na konto PKO Nr 28.358 lub pocztowymi przekazami rozrachunkowymi wolnymi od opłat pocztowych.— Nr rozrachunku 283.

Wydawca: Inż. STANISŁAW PĘDZICH.

REDAKCJA i ADMINISTRACJA: **Al. Szucha 4 m. 66, tel. 705-13, godziny przyjęć: administracja codziennie godz. 10—15; redaktorzy poniedziałki i czwartki 18 — 19.**

SPIS RZECZY:

Zakłady Metalurgiczne L. KRANC i T. ŁEMPICKI Sp. z o. o.

Warszawa, Czerniakowska 80. Tel. 9-56-50

ODLEWY POD CIŚNIENIEM (PRESGUSS)
ze stopów miedzi, aluminium, magnezu, cynku i t. d. dla przemysłu lotniczego, samochodowego, tele- i radiotechnicznego, budowlanego i t. p.

MASOWA OBRÓBKA METALI
na precyzyjnych obrabiarkach najnowszego typu

WYRÓB SPRĘŻYN WSZELKIEGO RODZAJU
naciskowych, naciągowych, skrętowych i fasonowych z drutu o średnicy do 10 m/m. Najwyższa dokładność gwarantowana.

WŁASNE LABORATORIUM CHEMICZNE
wykonywa wszelkie zlecenia z dziedziny badań chemicznych i wytrzymałości metali

Zakłady Metalurgiczne L. Kranc i T. Łempicki Warszawa Czerniakowska 80. Tel. 9-56-50
Spółka z ogr. odp.

AMORTYZATORY
ELASTYCZNE

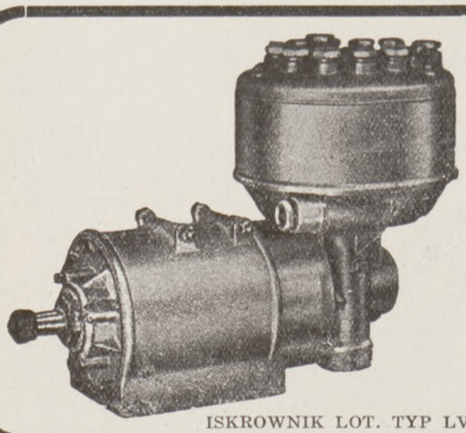
DO INSTRUMENTÓW PRECYZYJNYCH PODLEGAJĄCYCH WSTRZĄSOM W SAMOLOTACH LUB POJAZDACH MECHANICZ. PATENT Nr 7177

FABRYKA WYROBÓW GUMOWYCH
„INDOGUM"
WARSZAWA SREBRNA 16

„DEUTA - MOREL"

Obrotomierze elektryczne do mierzenia ilości obrotów silnika z dużej odległości

Przedstawicielstwo na Polskę
Inż. Z. SOKOŁOWSKI
Warszawa, ul. Leszno Nr 67, tel. 11-47-50



ISKROWNIK LOT. TYP LV

SCINTILLA

ISKROWNIKI LOTNICZE CAŁKOWICIE OSŁONIĘTE RADIOWO DLA SILNIKÓW OD 4—18 CYL.

ISKROWNIKI ROZRUCHOWE Z OSŁONĄ RADIOWĄ TYP DV

PRZEŁACZNIKI ISKROWNIKÓW 1-2-3 KROTN. Z OSŁONĄ RADIOWĄ

PRĄDNICE LOTNICZE 300—630—1225 WT — 24 V Z OSŁONĄ RADIOWĄ

WARSZAWA — KRÓLEWSKA 16 — TELEFON 2-86-77.



WARSZAWSKA FABRYKA USZCZELNIEŃ **JAN CZYŻ**
wł. JAN CZYŻ i F. STELMOWSKI — SPÓŁKA JAWNA
Warszawa, Skierniewicka 5. Tel. 212-88.

USZCZELKI DO SAMOCHODÓW, SAMOLOTÓW i DO WSZYSTKICH SILNIKÓW SPALINOWYCH miedziano-azbestowe, ołowiane, fibrowe, korkowe, vellumoidowe i inne.

W. SZOMAŃSKI i S-ka S.A.
Śmigła i narty lotnicze
Warszawa, ulica Kamedułów 71a
Telefon 12-62-68

HANDLOWE BIURO **Inż. F. ZIEMBA i S-ka** SPÓŁKA KOMANDYTOWA
Warszawa, Dantyszka 22-18. Telefon nr 9-51-48
Reprezentuje z dziedziny instrumentów lotniczych następujące firmy:
Kollsman Instrument Co., New York, Romec Pump Co Elyria Ohio, Lord Manufacturing Co Erie Pa., Cambridge Instrument Co. New York, Parker Appliance Co. Cleveland Ohio, Heinz & Kaufman San Francisco, Radio Navigational Instrument Co. New York, Lewis Engineering Co Naugatuck, Conn.

Inżynierowie lotniczy a chwila obecna

Znaczenie okresu historycznego, w który wkroczyła Europa, nie wymaga komentarzy. Na arenę bezkrwawego zmagania się narodów wystąpiła i Polska, mając na niej do odegrania rolę, daleko wybiegającą poza zwykłą obronę własnych interesów. Utrzymując swoją kluczową pozycję w części naszego kontynentu, stanowiącej historyczny teren Jej wpływów politycznych i kulturalnych, Polska przyczynia się jednocześnie do dzieła utrzymania pokoju w Europie. Na żyjące pokolenie Polaków spada zadanie olbrzymie: żołnierską gotowością ofiary krwi ustalić nienaruszalność granic ojczyzny, a skoncentrowanym wysiłkiem mózgów i rąk wznieść Polskę na wysoki poziom potęgi gospodarczej i kulturalnej, który ugruntuje jej wpływy daleko poza granicami politycznymi. Od wyniku pracy czy walki najbliższych miesięcy i lat zależy historia przyszłych dziesiątków, a może setek lat naszego bytu państwowego.

W obliczu zadań o dziejowej doniosłości naród polski staje zwarty i gotów do poświęceń. Rozpisanie subskrypcji Pożyczki Obrony Przeciwlotniczej daje entuzjastycznie przez wszystkich powitaną sposobność do okazania gotowości do ofiar, ponoszonych tym chętniej, że w grę wchodzi rozbudowa polskiego lotnictwa, najpewniejszej gwarancji potęgi Polski. Wysiłkiem społeczeństwa polskiego zostaje stworzony fundament pod rozbudowę polskiej potęgi lotniczej w skali, jakiej od nas wymaga potrzeba chwili.

Zgromadzone fundusze stawiają przed lotnictwem polskim nie tylko nowe możliwości rozwojowe, ale i o tym przede wszystkim powinniśmy pamiętać, nowe obowiązki. Biorąc udział w pożyczce wypełniamy jedynie drobną stosunkowo część ciążących na nas zadań, których najważniejszą składową jest wytężona praca, zmierzająca do zaopatrzenia naszej armii w pełnowartościowy i liczny sprzęt lotniczy.

Fakt, że ośrodek dyspozycyjny akcji rozbudowy lotnictwa leży poza bezpośrednim zakresem działania sfer inżynierskich, nie zwalnia inżynierów lotniczych z odpowiedzialności za przebieg i ostateczny wynik tej akcji. Tworzyć rzeczy wielkie może jedynie karna i świadoma stojących przed nią celów zbiorowość. Wynik naszej pracy zależy nie tylko od pilności w indywidualnym wykonywaniu naszych obowiązków, ale i od koordynacji naszych wysiłków, od umiejętności zwiększenia do maksimum wydajności pracy naszej oraz naszych współpracowników i podwładnych. Nie zapominajmy, że straty, któreby wynikły z braku inicjatywy i niedostatecznej wydajności naszej, będą rosły proporcjonalnie do sum, którymi lotnictwo będzie rozporządzać, i że w obecnej chwili każde marnotrawstwo, pieniędzy czy też pracy ludzkiej, nie znajdzie żadnego usprawiedliwienia.

Zadań przed nami stoi bardzo wiele. Dozbrojenie lotnictwa nie ogranicza się bynajmniej do wielokrotnego zwiększenia produkcji naszych wytwórni lotniczych. Produkcja ta jest ostatecznym zadaniem, jednak sprostanie mu wymaga równoczesnego spełnienia całego szeregu warunków. Odpowiednie wyposażenie i powiększenie instytucji badawczych, powołanie do życia nowych gałęzi przemysłu pomocniczego i rozszerzenie istniejących, powiązanie produkcji lotniczej z możliwościami surowcowymi kraju, zapewnienie dostatecznie wysokiej produkcji materiałów pędnych — oto najważniejsze z tych zagadnień, którymi będzie musiał w najbliższym czasie zająć się inżynier lotniczy.

Nie mniej ważne jest zagadnienie nowych sił pracowniczych. Zwiększenie produkcji wymaga powołania zwiększonego zastępu pracowników na wszystkich szczeblach organizacji i we wszystkich działach techniki lotniczej. Trudności, odczuwane dzisiaj przy poszukiwaniu sił fachowych, zwiększą się wielokrotnie w najbliższej przyszłości. Zabezpieczenie sobie koniecznych możliwości w tej dziedzinie nie wydaje się możliwe bez znacznego zwiększenia zakresu obecnej działalności szkoleniowej i wydzielenia na ten cel odpowiednich funduszów z sum, przeznaczonych na rozbudowę lotnictwa. Konieczność tę stwierdzamy i podkreślamy również na odcinku inżynierskim.

Polskie organizacje inżynierskie reprezentują sobą poważny kapitał doświadczenia technicznego, dobrej woli oraz zapału do pracy i kapitał ten mobilizują, nadszedł bowiem już czas jego wyzyskania w jaknajwiększej mierze. Wraz z innymi Związkami inżynierskimi, zrzeszonymi w Naczelnej Organizacji Inżynierów R.P., Związek Polskich Inżynierów Lotniczych, oddał się do dyspozycji Naczelnego Wodza. W konsekwencji tego faktu Z.P.I.L. oddaje swoje agendy do rozporządzenia Władz Lotnictwa. Zacieśnienie współpracy Związku z władzami lotniczymi pozwoli na rozszerzenie i dostosowanie do potrzeb chwili jego działalności w dziedzinach: odczytowej, szkoleniowej, opiniodawczej, organizacyjno-zawodowej i in. Wreszcie Związek uważa za konieczne zwrócenie specjalnej uwagi na działalność wydawniczą, leżącą u podstaw rozwoju techniki, szczególnie w okresie tak intensywnej rozbudowy, przed jaką stoi obecnie nasze lotnictwo.

W dzisiejszych czasach, bardziej niż kiedykolwiek, szybkość akcji przesądza o jej skuteczności. Inżynierowie lotniczy, w pełnym poczuciu ciążącej na nich odpowiedzialności, gotowi są do podjęcia nowych trudnych zadań, jakie ich oczekują.

ZARZĄD ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

Spawanie w konstrukcjach lotniczych

Jerzy Płoszajski

OD REDAKCJI

Odbywający się w dniach 21, 22 i 23 kwietnia b.r. I Polski Zjazd Spawalniczy jest wydarzeniem, w którym lotnictwo jest zainteresowane nie mniej, aniżeli inne gałęzie przemysłu metalowego. Dowodem tego zainteresowania jest między innymi obecność Związku Polskich Inżynierów Lotniczych wśród instytucji, organizujących Zjazd. Pragnąc podkreślić w miarę naszych możności znaczenie tego Zjazdu, rozpoczynamy niniejszy zeszyt, opuszczający prasę w dniu rozpoczęcia Zjazdu, artykułem, poświęconym spawaniu w lotnictwie. Celowo postaraliśmy się do tego celu o pracę, której popularny charakter ma na celu wyjaśnienie metod i roli spawania w lotnictwie przede wszystkim tym czytelnikom „Techniki Lotniczej“, którzy z tą specjalnością nie mieli nigdy lub stosunkowo niewiele do czynienia. Spodziewamy się, że po pracy tej ukażą się wkrótce inne, omawiające w sposób bardziej szczegółowy ważniejsze zagadnienia techniki spawalniczej, i że w ten sposób ta tak ważna dla lotnictwa dziedzina techniki będzie mogła być uwzględniona na łamach naszego czasopisma w większej mierze, niż dotychczas, w mierze, na jaką rzeczywiście zasługuje.

Przemysł lotniczy od zarania swego istnienia doceniał znaczenie spawania jako środka do łączenia poszczególnych elementów płatowców, silników czy akcesorii. Właściwościami dającymi spawaniu przewagę nad innymi metodami łączenia, jak nitowanie czy mocowanie na śruby, jest lekkość elementu łączącego, niskie koszty instalacji urządzeń i produkcji oraz niezawodność w pracy, gdyż w ciągu długich lat użytkowania sprzętu spawanego wywiązywał się on i wywiązuje z nałożonego nań zadania bardzo dobrze. Wysokie wymagania stawiane konstrukcji lotniczej, gdzie każdy kilogram na milimetr kwadratowy wytrzymałości odgrywa ważną rolę, oraz fantastycznie wprost szybki rozwój techniki lotniczej przyczynił się niewątpliwie do rozwoju spawania w ciągu ostatniego ćwierćwiecza.

Sposoby termicznego łączenia elementów metalowych podzielić należy na trzy zasadnicze grupy: a) spawanie, podczas którego materiał w miejscu łączenia pod wpływem wysokiej temperatury zostaje przeprowadzony w stan ciekły, by po zlaniu się i ostygnięciu dać jednolite połączenie, b) zgrzewanie różni się od poprzedniego tym, że materiał doprowadzamy jedynie do stanu plastycznego, a następnie pod wpływem nacisku mechanicznego uzyskujemy połączenie części przez sprasowanie i c) lutowanie, podczas którego materiał łączony nie zmienia swego stanu. Połączenie uzyskujemy przy pomocy materiału w niższej temperaturze topliwości dzięki przyczepności jego do powierzchni części łączonych.

Pod względem źródeł ciepła podzielić możemy systemy spawania na gazowe, elektryczne i termitowe.

Przemysł lotniczy używa systemów następujących:

I — Spawanie gazowe

1) tlenowo-acetylenowe,
2) tlenowo-wodorowe.

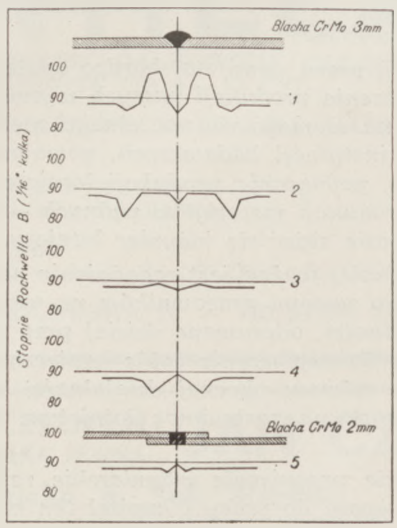
II — Elektryczne łukowe

1) łukowe bezpośrednie,
2) łukowo-atomowe.

III — Elektryczne oporowe

1) bezpośrednie,
2) elektrodowe.

Najbardziej rozpowszechnionym systemem jest spawanie tlenowo-acetylenowe. Płomień uzyskuje się w palniku, gdzie następuje zmieszanie w odpowiednich proporcjach tlenu i acetylenu, spalenie go oraz skoncentrowanie powstałych w ten sposób wielkich ilości ciepła w możliwie wąskim strumieniu. Wielkość płomienia regulujemy w zależności od rodzaju i grubości materiału spawanego, gdyż odpowiedni płomień jest podstawowym warunkiem dobrego spawania. Spawanie tlenowo-wodorowe, rozpowszechnione szczególnie w Ameryce, używane jest do spa-



Rys. 1. Wykresy zmiany twardości dla spawanych blach.

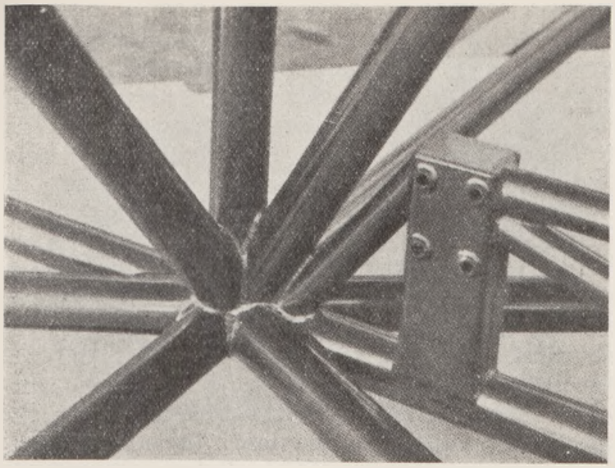
1 — Blacha chromomolibdenowa. Jako spoiwa użyto drutu ze stali węglistej.
Charakterystyczny spadek twardości w środku szwu oraz wzrost twardości materiału łączonego w okolicy szwu.

2 — Ta sama blacha spawana drutem CrMo. Widoczne przegrzanie materiału w okolicy szwu.

3 — Ta sama próbka po 20-minutowym wyżarzeniu przy 930° i studzeniu w oleju.

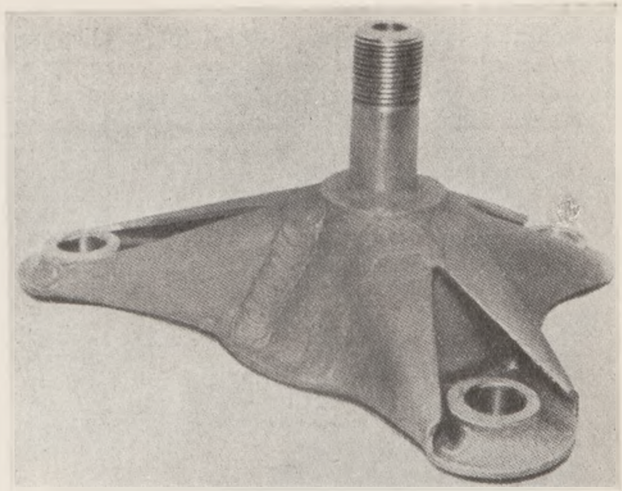
4 — Blacha CrMo spawana łukiem elektrycznym. Węższa sfera przegrzania.

5 — Blacha CrMo spawana punktowo-elektrycznie. Charakterystyczne małe zmiany twardości w bardzo wąskiej sferze.



Wg. Luftwissen, 1938, str. 341

Rys. 2. Punkt węzłowy kadłuba.



Wg. Luftwissen, 1938, str. 341

Rys. 3. Podstawka łoża silnikowego.

wania stopów lekkich. Płomień tlenowo-wodorowy daje znacznie niższe temperatury, dzięki czemu spawanie łatwotopliwych metali jest łatwiejsze niż płomieniem tlenowo-acetylenowym, a spoina ma estetyczniejszy wygląd.

Ostatnie kilka lat przyniosło wielki postęp techniki spawania elektrycznego. Przyczynił się do tego spadek ceny prądu elektrycznego w wielu krajach dzięki wykorzystywaniu „białego węgla" (w Norwegii 3,5 gr/kWh) oraz opanowanie technologiczne elektrody. Jak wiadomo przy spawaniu elektrycznym łukowym połączenie uzyskuje się przez stopienie krawędzi czy powierzchni w miejscu styku części łączonych w wysokiej temperaturze łuku. Prąd o wysokim natężeniu doprowadza się do przedmiotu spawanego jednym biegunem, a do metalowej elektrody, grającej rolę dodatkowego spoiwa, lub do elektrody węglowej w wypadku spawania blach cienkich bez spoiwa, drugim.

Spawanie łukowe daje bardzo głęboki przetop oraz stosunkowo wąski obszar przegrzania materiału. Stosowanie spawania łukowego na szeroką skalę do części zasadniczych samolotów jak kadłuby, podwozia, łoża silnikowe itd., wprowadzili obecnie Włosi. Ich bombowiec Savoia-Marchetti S 79 jest prawie całkowicie spawany łukiem elektrycznym. Jak już zaznaczyłem, dużą rolę w rozwoju tego systemu spawania odegrała elektroda.

Wyższość spoiny gazowej nad elektryczno-łukowa stanowiła jej gładkość a zatem estetyczny wygląd, jednostajny przekrój w miejscu łączenia, oraz mniejsze zmiany materiału spawanego w bezpośredniej bliskości szwu. Wprowadzenie elektrod otulonych to znaczy pokrytych warstewką metalu dało spawaniu łukowemu wszystkie powyższe zalety, gdyż otulina chroni metal elektrody od utleniania się w wysokiej temperaturze, zawiera domieszki uszlachetniające spoinę i zapobiega rozpryskiwaniu się metalu elektrody, w wyniku czego otrzymujemy spoinę gładką i równą.

Do metali nie dających się spawać używana jest metoda zgrzewania elektryczno-oporowego, szczególnie do łączenia cienkich blach i kształtówek. Części łączone ściska się między dwiema elektrodami, przepuszczającymi prąd elektryczny, pod wpływem którego materiał przechodzi w stan plastyczny i pod działaniem nacisku elektrod zostaje sprasowany. Szereg powstałych w ten sposób punktów zgrzewnych daje szew. Bardzo ważną rolę w tym systemie odgrywa dobór natężenia i czasu przepływu prądu oraz docisk elektrod. Z zalet tego systemu wyliczyć należy całkowite zmechanizowanie pracy, gdyż rozporządzamy obecnie całą gamą aparatów pracujących prawie automatycznie, możliwość łączenia takich materiałów jak dural czy wysokostopowe stale nierdzewne, gdyż materiał przeprowadzony jedynie w stan plastyczny, a nie ciekły nie zmienia prawie swej struktury.

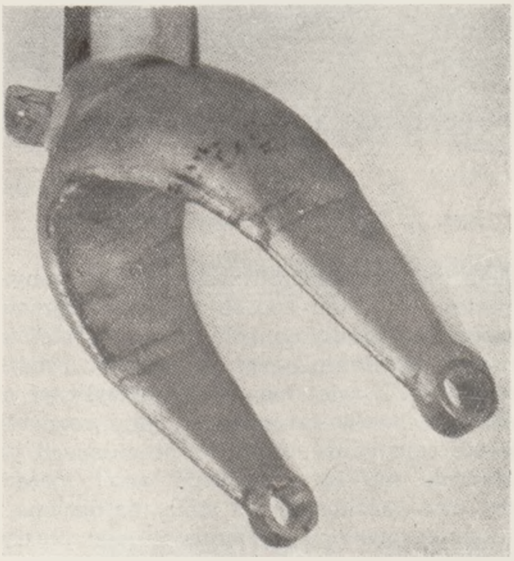
Zgrzewanie bezpośrednie stosuje się stosunkowo rzadko do łączenia rur lub odkuwek. Prąd doprowadzamy do obu części łączonych. Na skutek oporu w miejscu styku powstaje wysoka temperatura, powodująca przejście metalu w stan plastyczny, po czym przez nacisk mechaniczny uzyskujemy sprasowanie części w jedną całość.

Spawanie łukowe atomowe stosowane jest w dość ciasnym zakresie. Łuk elektryczny jarzy się w otulinie wodorowej. Cząsteczki wodoru pod wpływem wysokiej temperatury łuku rozpadają się na atomy, pochłaniając olbrzymie ilości ciepła. Atomy w zetknięciu z metalem łączonym tworzą znów cząsteczki oddając pochłonięte ciepło i wywołując wskutek tego bardzo silny wzrost temperatury. Wodór poza tym gra rolę izolatora, jako gaz mało aktywny, chroniąc metal od pochłaniania z atmosfery gazów, jak tlenu i azotu, oraz zapobiega utlenianiu się wartościowych domieszek materiału łączonego. Strefa przegrzania materiału jest przy tym systemie spawania bardzo szeroka, gdyż wodór z tlenem atmosferycznym tworzy płomień własny.

Metale konstrukcyjne używane w lotnictwie podzielić możemy na trzy zasadnicze grupy: 1) stale, 2) stopy lekkie oparte na Al i Mg oraz 3) metale specjalne.

Żeby zdać sobie dokładnie sprawę z właściwości spoiny rozpatrzmy proces metalurgiczny zachodzący w czasie jej powstawania. Materiał dostarczany przez huty w postaci blach, rur, czy kształtówek posiada strukturę drobnoziarnistą powstałą na skutek walcowania. Podczas krzepnięcia spoiwa zachodzą te same procesy metalurgiczne co podczas krzepnięcia metalu w kokili. Na granicy materiału łączonego tworzą się

grube kryształy powodujące obniżenie wytrzymałości, a w środku spoiny krzepnie ostatni materiał o najniższym punkcie topliwości, tworząc rodzaj jamy usadowej. Szczególnie przy szybkim stygnięciu spoiny budowa taka utrwala się. W materiale łączonym na krawędziach przy szwie tworzą się grubsze kryształy pod wpływem wzrostu temperatury (kryształy ferrytu i perlitu łączą się). W pewnej odległości od szwu, gdzie temperatura nie przekroczyła 950°, następuje nawet pewne polepszenie własności (patrz wykres rys. 1).



Wg. Luftwissen, 1938, str. 341.

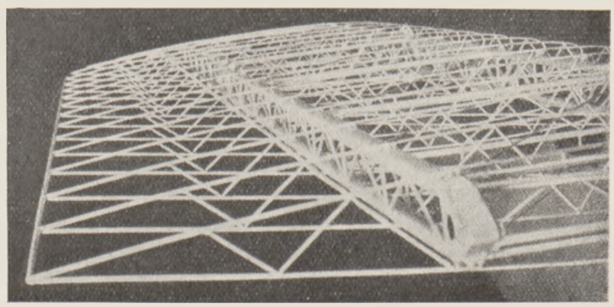
Rys. 4. Widełki kółka ogonowego.

Ze względu na powyższe zjawisko oraz ze względu na naprężenia wewnętrzne powstałe w materiale poszczególnych elementów konstrukcyjnych zachodzi konieczność wyżarzania po wykonaniu przedmiotu. Wprawny spawacz operujący umiejętnie palnikiem przeprowadza częściowe wyżarzenie spoiny w czasie samego spawania lecz daleko pewniejsze i łatwiejsze do skontrolowania jest normalne wyżarzanie w specjalnie do tego celu przeznaczonym piecu.

Przy spawaniu elektrycznym obszar wysokich temperatur jest mniejszy niż przy spawaniu gazowym, zjawiska więc wyżej opisane zachodzą w nieco mniejszym stopniu. W wysokiej temperaturze gazy jak azot i tlen przejawiają dużą aktywność. Tlen wiążąc żelazo i inne metale zawarte w materiale tworzy tlenki, pozostające w spoinie i obniżające jej wytrzymałość. Azot i część tlenu rozpuszcza się w płynnym metalu w dużych ilościach, a w czasie stygnięcia wydziela, tworząc pęcherzyki i pory oczywiście wpływające również na obniżenie wartości szwu. Redukujący charakter płomienia acetylenowego chroni do pewnego stopnia spoinę od tych niepożądanych zjawisk, jednak ważniejszy jest skład materiału spawanego, gdzie przez odpowiedni dobór domieszek uszlachetniających jesteśmy w stanie wyeliminować prawie całkowicie nieregularności spoiny.

Stal węglista o zawartości C: ~ 0,2% z dodatkiem Mn: 0,45% i Si: 0,30% używana w lotnictwie zastąpiona teraz została prawie całkowicie znacznie wytrzymalszą a równie dobrze spawalną stalą chromomolibdenową. Skład tej ostatniej przedstawia się następująco: C: 0,15 ÷ 0,25%; Mn: 0,50 ÷ 0,90; Cr: 0,8 ÷ 1,2 i Mo: 0,15 ÷ 0,30. Poszczególne składniki wpływają na zmianę różnych właściwości materiału. Dodatek Cr podnosi wytrzymałość i twardość stali, zmniejsza jednak ciągliwość; spadkowi ciągliwości przeciwdziała dodatek Mo, pozwalający na zastosowanie większego procentu chromu. Mn znajduje się w stali jako pozostałość z procesu odsiarczania i odtleniania; zwiększa on odporność stali na zmiany strukturalne w czasie procesu spawania. Wytrzymałość tego materiału wynosi 60÷85 kg/mm². Włoska fabryka samolotów Savoia-Marchetti opatentowała przed niedawnym czasem skład stali oparty na tych samych składnikach, gdzie dodając jedynie drobny procent Si (0,15÷0,20) oraz szczęśliwie dobierając proporcję uzyskała wytrzymałość 100 kg/mm² przy analogicznej ciągliwości (14%). Zakres używalności powyższych stali jest bardzo szeroki. Dostarczane one są w postaci rur, blach, kształtówek i odkuć. Stosowane są do budowy krat kadłubów, podwozi, sterowni, łóż silnikowych, wszelkich okuć i wielu innych odpowiedzialnych części samolotów.

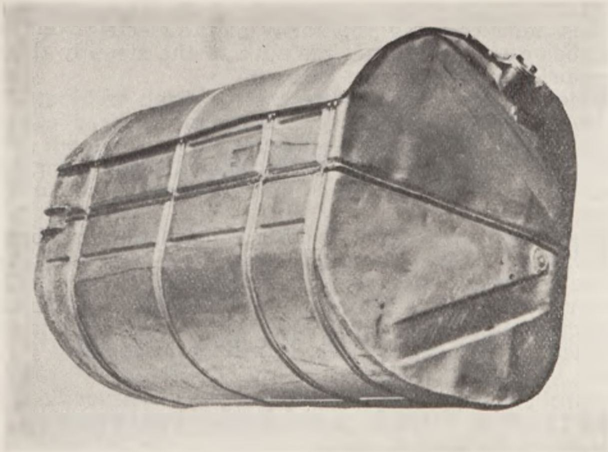
Stale nierdzewne i ogniodporne o małej zawartości węgla a dużej chromu z dodatkiem molibdenu, wanadu, wolframu i tytanu, o budowie austenitycznej, używane są na zbiorniki, szczególnie dla paliw zawierających czteroetylek ołowiu, kolektory i rury wydechowe oraz różne instalacje. Spawanie gazowe niszczy w okolicy szwu własności nierdzewne stali oraz w znacznym stopniu obniża wytrzymałość, natomiast spawanie wodorowo-atomowe i elektryczne punktowe daje bardzo dobre rezultaty. Odporność tych stali na korozję pod działaniem wody morskiej czyni z nich pierwszorzędny materiał na pływaki czy kadłuby łodziowe wodnosamolotów.



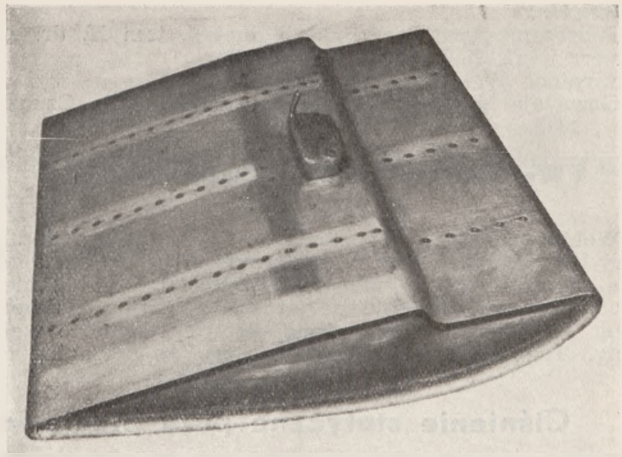
Wg. Luftwissen, 1938, str. 341.

Rys. 5. Szkielet skrzydła.

Ze stopów glinu poza całą gamą stopów odlewniczych używane są przez przemysł lotniczy blachy, rury, kształtówki i odkucia z mniej lub więcej utwardzonego miedzią aluminium, duralu i lautalu. Blachy aluminiowe stosuje się na nieobciążone części samolotów jak wszelkiego rodzaju osłony i owiewki, urządzenia wewnętrzne oraz zbiorniki. Ze względu na niską temperaturę topliwości glin spawa się bardzo łatwo, jednak tworzące się tlenki osłabiają znacznie spoinę. Usuwa się je przy pomocy rozpuszczającej je szlaki powstałej ze stapianych wraz z materiałem proszków zawierających chlorki sodu, baru czy litu. Duraluminium praktycznie do spawania płomieniem się nie nadaje. Jedyną metodą termicznego łączenia elementów duralowych jest zgrzewanie oporowo-elektryczne. To samo dotyczy lautalu.



Rys. 6. Aluminowy zbiornik paliwowy, spawany.



Rys. 7. Aluminiowy zbiornik paliwowy, spawany.

Z materiałów specjalnych używany jest stop Monela (60÷70% Ni, 30÷35% Cu do 1,5% Fe i 1% Mn), ze względu na wysoką odporność na korozję nadający się doskonale na pokrycia pływaków oraz na zbiorniki. Spawać daje się tak płomieniem tlenowoacetylenowym jak i łukiem elektrycznym z użyciem jednak proszków usuwających tlenki, które po ostygnięciu dają się łatwo usunąć z powierzchni metalu. Do pokrywania powierzchni stalowych narażonych na ścieranie, np. stopek płóz ogonowych, używa się stellitu (~ 50% Co, 25% Cr, 20% W i 5% C). Ze względu na wyższą temperaturę stellitu niż stali napawanie należy przeprowadzać bardzo umiejętnie by uniknąć wytapiania dziur czy wgłębień w materiale pokrywanym. Jeszcze bardziej nadają się do tego celu ze względu na jeszcze wyższą odporność na ścieranie węgliki wolframu. Pokrywanie przeprowadza się pod wpływem łuku elektrycznego.

Ze względu na wielką odpowiedzialność połączeń spawanych w konstrukcji lotniczej podlegają one bardzo ścisłej kontroli. Używa się do tego celu cały szereg przyrządów poza normalnymi maszynami stanowiącymi wyposażenie każdego laboratorium wytrzymałościowego. Poważne zakłady i laboratoria mają do dyspozycji aparaty Roentgena do prześwietlania spoin jednak są one przy obecnym stanie techniki w tej dziedzinie bardzo drogie. Zastąpione one zostały zresztą z dużym powodzeniem aparatami prostszymi, opartymi na zasadzie pomiaru oporu elektrycznego oraz układu linii magnetycznych. W pierwszym z nich przepuszczamy prąd przez odcinki spoiny o określonej długości. Wszelkie odchyłki od pewnej normy znamionują nieregularności szwu. W drugim wprowadzamy szew w pole magnetyczne wytworzone między dwoma elektromagnesami. Na ekranie nałożonym na spoinę rozpyla się drobne opiłki żelazne, które grupują się wg. linii magnetycznych. Jeśli w spoinie znajdzie się pora lub nawet drobna szczelina, to na skutek różnicy przenikliwości magnetycznej żelaza i powietrza w miejscu tym zgromadzą się opiłki odtwarzając dokładnie uszkodzenie.

Z prostych sposobów poza dokładnymi oględzinami spoin przez wytrawnych spawaczy-kontrolerów używa się t.zw. próby „na naftę". Element po spawaniu zanurza się na pewien okres czasu w kąpieli z rozgrzanej nafty, po czym poddaje się go dokładnemu opiaskowaniu. Jeżeli spoina posiada pory to po pewnym czasie nafta, która na skutek swej wnikliwości dostała się do uszkodzenia w czasie kąpieli, zacznie się wydostawać na czystą opiaskowaną powierzchnię, wskazując miejsca uszkodzeń. Konieczne jest też częste pobieranie próbek od spawaczy.

Bardzo ważnym problemem jest kwestia drgań poszczególnych części płatowca, powstających od drgań silnika lub od nieregularności opływu strug powietrza np. drgania płaszczyzn nośnych w czasie oderwania strug na górnej powierzchni skrzydła. Konstruktor nie ma możności dokładnego obliczenia drgań własnych konstruowanego elementu. Na skutek nieszczęśliwego zbiegu okoliczności następuje niejednokrotnie interferencja drgań, z wywołanymi przez nią niebezpiecznymi amplitudami.

Pod wpływem drgań, części samolotu podlegają szybko zmieniającym się obciążeniom, które wywołują zmniejszenie wytrzymałości materiału, t. zw. zmęczenie. Próby przeprowadzone w Ameryce przez H.F. Moora wykazały, że dla stali węglistej po 10^8 zmianach kierunku obciążeń wytrzymałość na rozciąganie spadła o ok. 55% i nie wiele mniej dla stali chromomolibdenowej.

W elementach spawanych zjawisko to występuje tym więcej, że szew stanowi pewną zmianę przekroju, grając rolę karbu, a wszelkie najdrobniejsze nawet nieregularności w szwie w postaci por czy żużelków są wielkim sprzymierzeńcem zmęczenia. Konstruktorzy eliminują częściowo powyższe wady szwu, stosując łączenie rur na skos czy „rybi ogon", lub dając długie nakładki w miejscu łączenia. Wzrost naprężeń przy karbie rozciąga się wówczas na znacznie większy odcinek, a każdy z przekrojów prostopadłych do osi rurki ma tylko pewien procent przekroju przegrzany skutkiem spawania. Przy nakładkach następuje wzmocnienie przekroju łączenia dodatkowym materiałem. Najważniejszym jednak warunkiem odporności na zmęczenie jest dobre wykonanie spoiny.

LITERATURA

Czasopisma:

The Welding Journal, No 9, 1936; No 6, 1938.
La Saldatura autogena, styczeń, 1936.
Electrothermie, listopad, 1937.
La technique de la soudure et du découpage, marzec—kwiecień, 1936.
Spawanie i cięcie metali, Nr 8, 1938.

Książki:
Podręcznik spawania i cięcia metali, tom II, dr. A. Sznerr i inż. Z. Dobrowolski (1932).
Airplane Welding, J. B. Johnson (1929).
Gazowaja swarka w samoletostrojenie, P. Czudarew, 1933.

Welding in Aircraft Construction

Summary

Welding plays an important part in the aircraft industry because it enables lighter joints to be obtained for the same strength. Following groups of welding methods are employed by the aircraft industry: gas welding, electric arc welding and electric resistance welding. The oxy-acetylene welding process belonging to the first group is most commonly used. The last years witness an increasing popularity of the electric welding methods due to a certain measure to the steadily dropping price of the electric energy.

Metals not lending themselves to fusion welding can be spotwelded by means of highly mechanized equipment contributing to the economy of this method. The arcatom welding method covers also a broad range of applications although more limited than the remaining ones.

Steel used in welded aircraft construction is almost invariably of the chromium molybdenum variety because of its superior strength accompanied by a satisfactory elongation. Stainless steel is used for exhaust collectors, seaplane floats and hulls and fuel tanks. Welded joints must be very carefully inspected.

Ciśnienie statyczne przy płacie, a umieszczenie rurek szybkościomierza

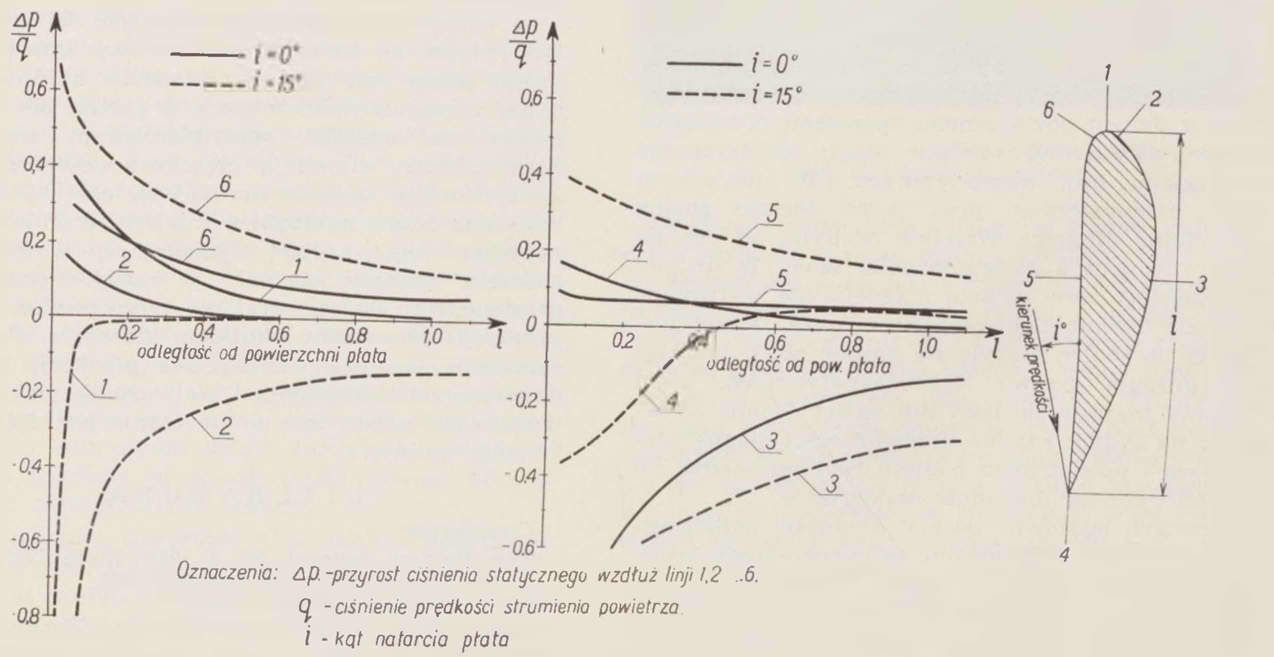
Rozkład ciśnień statycznych przy płacie, z praktycznego punktu widzenia, interesujący jest przede wszystkim ze względu na właściwe umieszczenie rurek odbiorczych szybkościomierza. Dla uzyskania wskazań szybkościomierza, z których na podstawie laboratoryjnego cechowania można określić szybkość lotu, należy rurki odbiorcze szybkościomierza ustawić w miejscu, w którym ciśnienie statyczne lub szybkość opływu nie są zmienione wpływem płata lub innej części płatowca. W każdym innym przypadku należy albo znać przyrost ciśnienia statycznego w miejscu umieszczenia rurek odbiorczych, albo przeprowadzić cechowanie szybkościomierza w locie, mierząc w jakiś inny sposób szybkość lotu (np. pomiar na bazie). Jeżeli rurki odbiorcze są w miejscu, w którym ciśnienie statyczne nie zależy od kąta natarcia, to dla pomiaru różnych szybkości wystarczy cechowanie w locie przy jednej tylko szybkości (wskazywane przez rurki odbiorcze ciśnienie jest wtedy proporcjonalne do ciśnienia prędkości lotu). Należy więc dążyć do tego, by rurki odbiorcze umieszczać poza wpływem płata na ciśnienie statyczne, lub chociażby tam, gdzie ciśnienie to nie zależy od kąta natarcia płata.

Załączony wykres, sporządzony na podstawie pomiarów wykonanych w Instytucie Aerodynamicznym w Warszawie, przedstawia zmianę ciśnień statycznych strumienia w okolicy płata nośnego. Pomiary ciśnień były przeprowadzane na powierzchni gładkiej płaszczyzny ustawionej przy płacie, równolegle do kierunku strumienia powietrza. Mierzono przy tym przyrost ciśnień wywołany obecnością płata wzdłuż linii 1, 2,...6 (patrz rys.).

Jak wynika z podanych wykresów, w górze przed płatem (linia 2 — patrz rys.) w odległości około 0,6 cięciwy płata l od jego powierzchni, ciśnienie statyczne prawie nie ulega zmianie, przy małych kątach natarcia (duże szybkości lotu). Przy dużych jednak kątach natarcia, w miejscu tym panuje duże podciśnienie. Przed płatem wzdłuż linii 1 przy dużych kątach natarcia począwszy już od odległości (mierzonej od powierzchni płata) równej $\sim$ 0,3 l, ciśnienie statyczne jest bardzo małe. Chcąc, niezależnie od prędkości lotu, a więc kąta natarcia, mierzyć szybkość z dokładnością $\sim$ 2%, należy wybrać takie położenie rurek szybkościomierza, aby przyrost ciśnienia statycznego był mniejszy lub równy 4% ciśnienia prędkości q. Takie położenia, niezbyt odległe od powierzchni płata, można znaleźć wzdłuż dwóch kierunków: przed płatem (trochę nad linią 1) w odległości nie mniejszej od $\sim$ 0,6 l od powierzchni płata; za płatem (trochę pod linią 4) w odległości nie mniejszej od $\sim$ 0,6 l od krawędzi spływu płata. Należy tu specjalnie podkreślić istnienie tego drugiego kierunku, który dotychczas jest rzadko wykorzystywany. W kierunku tym poza tem, jak wynika z załączonego wykresu, istnieje położenie, w którym ciśnienie statyczne nie zależy od wielkości kąta natarcia.

Wartości ciśnień przy płacie zależą oczywiście od rodzaju profilu płata. Charakter jednak rozkładu ciśnień jest w ogólności niezależny od profilu i dla tego podane wnioski (pomijając dane cyfrowe), dotyczące jednego profilu, są słuszne dla profilów o różnych kształtach.

Inż. Leonard Łabuć.



Rozkład ciśnień statycznych w strumieniu powietrza przy płacie.

O pracy wolnonośnych amortyzatorów podwoziowych

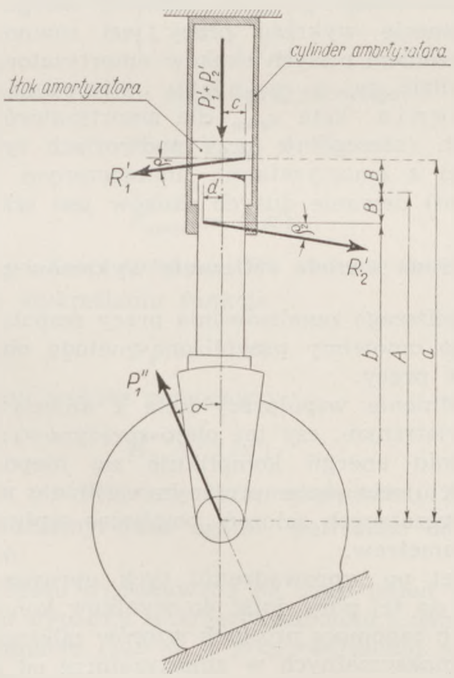
Inż. Kazimierz Korsak

Nowoczesne podwozia posiadają często amortyzatory t. zw. wolnonośne, pracujące nie tylko osiowo, ale przenoszące gięcie od składowych sił, prostopadłych do osi amortyzatora.

Rozważmy pracę amortyzatora wolnośnego. (rys. 1).

Tłok prowadzony jest w dwóch miejscach dla przeniesienia momentu gnącego na cylinder.

Ilekroć kierunek siły P_1'' *) na kole nie wpada w oś amortyzatora, w prowadzeniach tłoka w cylindrze powstają boczne naciski, które z kolei powodują dodatkowe siły styczne, pochodzące od tarcia.



Rys. 1. Schemat obciążeń wolnonośnego amortyzatora.

Napiszmy warunki równowagi sił i momentów, działających na tłok:

$$P_1'' \cdot \cos\alpha - P_1' - P_2' - R_1' \cdot \sin\rho_1 + - R_2' \cdot \sin\rho_2 = 0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (1)$$

$$P_1'' \cdot \sin\alpha - R_1' \cdot \cos\rho_1 - R_2' \cdot \cos\rho_2 = 0 \quad . \quad . \quad (2)$$

$$R_1' \cdot (a \cdot \cos\rho_1 - c \cdot \sin\rho_1) + - R_2' \cdot (b \cdot \cos\rho_2 - d \cdot \sin\rho_2) = 0 \quad . \quad . \quad (3)$$

Po wyrugowaniu niewiadomych R'_1 i R'_2 otrzymujemy

$$P_1'' = \frac{P_1' + P_2'}{\cos\alpha - K_1' \cdot \sin\alpha} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (4)$$

gdzie

$$K_1' = \frac{(a \cdot \mu_2 + b \cdot \mu_1) - (c + d)\,\mu_1 \cdot \mu_2}{(a - b) - (c \cdot \mu_1 - d \cdot \mu_2)} \quad . \quad . \quad (5)$$

Jeśli przyjmiemy

$$\mu_1 = \mu_2 = \mu \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (6)$$

to otrzymamy

$$K_1' = \mu \cdot \frac{(a + b) - (c + d) \cdot \mu}{(a - b) - (c - d) \cdot \mu} \quad . \quad . \quad . \quad (7)$$

Wielkości c i d są małe wobec a i b. Ponieważ μ jest ułamkiem właściwym, możemy przyjąć, że iloczyny

$$\mu \cdot c = \mu \cdot d = 0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (8)$$

Z rys. 1 widzimy, że

$$\frac{a + b}{a - b} = \frac{A}{B} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (9)$$

Łącząc związki (7), (8), i (9) otrzymamy postać uproszczoną

$$K_1' \cong \mu \cdot \frac{A}{B} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (10)$$

Oznaczając przez a_0, b_0, A_0, B_0 odpowiednie wartości według rys. 1 przy amortyzatorze nie ugiętym, otrzymamy dla dowolnego ugięcia tłoka x' ze wzoru (5)

$$K_1' = \frac{[a_0 \cdot \mu_2 + (b_0 - x')\,\mu_1] - (c + d) \cdot \mu_1 \cdot \mu_2}{(a_0 - b_0 + x') - (c \cdot \mu_1 - d \cdot \mu_2)} \quad (11)$$

i analogicznie ze wzoru (10)

$$K_1' \cong \mu \cdot \frac{2A_0 - x'}{2B_0 + x'} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (12)$$

Ponieważ, jak zobaczymy niżej, zależy nam na zmniejszeniu współczynnika K'_1, więc powinniśmy dążyć do zmniejszenia tarcia przez odpowiedni dobór materiałów na prowadnice, przez dobre ich smarowanie oraz zabezpieczenie od zanieczyszczeń a z drugiej strony powinniśmy się starać zmniejszyć stosunek ramion $\frac{A_0}{B_0}$, dając możliwie duże rozstawienie prowadnic ($2B_0$), oraz możliwie małą ich średnią odległość od osi koła (A_0). Zmniejszenie stosunku $\frac{A_0}{B_0}$ wiąże się ściśle z wielkością skoku amortyzatora; im większy jest skok, tym większą war-

*) patrz wykaz oznaczeń w końcu artykułu.

tość będzie miał stosunek $\frac{A_0}{B_0}$ przy danej wysokości podwozia; z drugiej strony — przez podwyższenie podwozia możemy „poprawić“ stosunek $\frac{A_0}{B_0}$, nie zmieniając skoku amortyzatora. W dalszym ciągu wyznaczymy siłę osiową w amortyzatorze od tarcia w prowadnicach.

Jak widać z rys. 1

$$T_2' = R_1 \cdot \sin \rho_1 + R_2 \cdot \sin \rho_2 \quad . \quad . \quad . \quad (13)$$

a w połączeniu ze wzorami (1) i (4) otrzymamy

$$T_2' = K_1' \cdot P_1'' \cdot \sin \alpha \quad . \quad . \quad . \quad (14)$$

Jeśli chodzi o początek ruchu tłoka, to możemy skorzystać z równania (4).

Siła oporu hydraulicznego w tym wypadku

$$P_2' = 0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (15)$$

a siła

$$P_1' = P_0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (16)$$

gdzie P_0 jest siłą „wstępną“ w amortyzatorze. Po uwzględnieniu równań (15) i (16) otrzymamy z równania (4)

$$P_1'' = \frac{P_0}{\cos \alpha - K_1' \cdot \sin \alpha} \quad . \quad . \quad (17)$$

Z równania tego możemy dla każdego kąta α obliczyć siłę na kole, przy której rozpocznie się ruch tłoka amortyzatora w cylindrze.

Jak widać ze wzoru (17), im większy jest kąt α tym większa jest siła na kole, potrzebna do wywołania ruchu tłoka, więc tym „twardszy“ staje się amortyzator. Istnieje pewien kąt graniczny α_{gran} przy którym do wywołania ruchu tłoka musimy użyć maksymalnej siły P_{max}, jaką może przenieść koło. Dla wyznaczenia tego kąta rozwiążmy równanie (17) względem α, wstawiając jednocześnie wartości

$$\alpha = \alpha_{gran} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (18)$$

oraz

$$P_1'' = P_{max} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (19)$$

Po przekształceniach otrzymamy

$$\sin \alpha_{gran} = \sqrt{\left[\frac{K_1'}{1+K_1'^2} \cdot \frac{P_o}{P_{max}}\right]^2 + \frac{1}{1+K_1'^2} \cdot \left[1 - \left(\frac{P_o}{P_{max}}\right)^2\right]} + - \left[\frac{K_1'}{1+K_1'^2} \cdot \frac{P_o}{P_{max}}\right] \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (20)$$

Kąt α_{gran} winien leżeć dostatecznie daleko poza zakresem rzeczywistych obciążeń amortyzatora, gdyż przy sile działającej pod kątem α_{gran} amortyzator nie jest już zdolny do pochłonięcia jakiejkolwiek energii bez przekroczenia na kole siły P_{max}.

Przeliczmy kilka przykładów:

1) $K_1' = 1,3 \quad \frac{P_o}{P_{max}} = 0,3 \quad \alpha_{gr} = 27^0\,00'$

2) $K_1' = 1,1 \quad \frac{P_o}{P_{max}} = 0,3 \quad \alpha_{gr} = 30^0\,30'$

3) $K_1' = 1,3 \quad \frac{P_o}{P_{max}} = 0,2 \quad \alpha_{gr} = 30^0\,30'$

Z przykładów powyższych widać, że powiększenie kąta granicznego da się osiągnąć dwiema drogami.

Po pierwsze — przez zmniejszenie współczynnika K'_1, o czym mowa wyżej, a po drugie — przez zmniejszenie stosunku siły „wstępnej“ w amortyzatorze do siły maksymalnej na kole.

Stosunek ten można zmniejszyć z jednej strony przez obniżenie siły wstępnej w amortyzatorze, co dla amortyzatorów olejo-powietrznych wiąże się ściśle z dużymi ugięciami „wstępnymi“ (amortyzatory olejo-sprężynowe mogą okazać się z tego punktu widzenia korzystniejsze), oraz z możliwie małym tarciem w uszczelkach, a z drugiej strony — przez podwyższenie dopuszczalnych sił na kole, a więc przez dobór koła obliczony na większy współczynnik obciążenia dynamicznego.

Już przy omawianiu sposobów zmniejszenia współczynnika K'_1 wspomniałem o tendencji dawania małych skoków amortyzatora. Dołączając do tego tendencję dawania dużych współczynników obciążenia dopuszczalnego, co przy założonej energii i przy stałej pełnocie wykresu pracy jest równoznaczne z dopuszczeniem małych skoków amortyzatora, można stwierdzić, że z punktu widzenia powiększenia kąta α_{gran} dla amortyzatorów wolnonośnych (szczególnie przy podwoziach typu widelkowego z amortyzatorem umieszczonym wysoko nad kołem) dawanie dużych skoków jest szkodliwe.

Przybliżona metoda obliczania wykresów pracy.

Dla bliższego zanalizowania pracy zespołu amortyzującego omówimy przybliżoną metodę obliczania wykresów pracy.

Zagadnienie współpracy koła z amortyzatorem olejo-powietrznym, czy też olejo-sprężynowym, przy pochłanianiu energii komplikuje się niepomiernie w ścisłym ujęciu matematycznym, jeśli nie poczynimy upraszczających założeń, pomijając wpływ pewnych parametrów.

Nawet po wprowadzeniu tych uproszczeń nie udało się do tej pory dojść do wyników końcowych, podających zapomocą prostych wzorów zależność skoku i sił maksymalnych w amortyzatorze od pochłoniętej energii.

Metoda podana niżej (stosowana często tam, gdzie ścisły rachunek zawodzi), polega na „całkowaniu“ zjawiska w funkcji czasu, przy przyjęciu w obrębie skończonego przyrostu czasu Δt uproszczonego przebiegu zjawiska.

Przeprowadzając rachunek mamy możność śledzić przebieg zjawiska w funkcji czasu, a obierając przyrosty Δt dostatecznie małe, możemy dowolnie zmniejszyć błąd „całkowania“.

Jednocześnie metoda ta pozwala na uwzględnienie wszystkich parametrów, wpływających na przebieg zjawiska, bez konieczności ich pomijania.

Wprawdzie zmuszeni będziemy i tu poczynić pewne założenia upraszczające, ale źródłem ich jest głównie nieznajomość funkcyj dokładnych.

Obliczenia przeprowadzamy posługując się siatką współrzędnych, podaną na rys. 3, 4 i 5.

Nanosimy na wykres siły dynamiczne na kole w funkcji ugięcia opony

$$P_1'' = f\,(x'') \quad \ldots\ldots \quad (21)$$

według danych z katalogu kół.

Przyjmując α = const. nanosimy dalej krzywe pomocnicze

$$P_1'' \cdot \sin\alpha = f\,(x'') \quad \ldots \quad (22)$$

$$P_1'' \cdot \cos\alpha = f\,(x'') \quad \ldots \quad (23)$$

Dalej nanosimy pracę koła w funkcji ugięcia opony

$$L'' = f\,(x'') \quad \ldots\ldots \quad (24)$$

według danych z katalogu kół.

Następnie obliczamy zależność sił osiowych w amortyzatorze od ciśnienia powietrza, względnie sprężyn, i tarcia w uszczelkach.

Dla amortyzatora olejo-powietrznego według wzoru

$$P_1' = \frac{p_o\,F_1}{\left(1 - x' \cdot \dfrac{F_1}{V_o}\right)^m} + T_1' \quad \ldots \quad (25)$$

a dla amortyzatora olejo-sprężynowego

$$P_1' = P_{spręż} + T_1' \quad \ldots \quad (26)$$

gdzie

$$P_{spręż} = f\,(x') \quad \ldots\ldots \quad (27)$$

zależy od ilości sprężyn i ich wstępnych ugięć.

Po wykreśleniu funkcji

$$P_1' = f\,(x') \quad \ldots\ldots \quad (28)$$

nanosimy wykres pomocniczy

$$K_1' = f\,(x') \quad \ldots\ldots \quad (29)$$

zgodnie z równaniem (11), względnie (12).

Obliczamy dane ogólne, potrzebne do dalszych obliczeń:

1. Masa zredukowana na dany układ amortyzacyjny w wypadku zetknięcia samolotu z ziemią w jednym punkcie (lub w 2 przy obciążeniu symetrycznym) wyrazi się wzorem

$$M_1 = \frac{M}{1 + \dfrac{r^2}{i_x^2} \cdot \cos^2\beta_x + \dfrac{r^2}{i_y^2} \cdot \cos^2\beta_y + \dfrac{r^2}{i_z^2} \cdot \cos^2\beta_z} \quad (30)$$

zaś w wypadku zetknięcia w 3 punktach — masę zredukowaną będzie część całkowitej masy samolotu, wyznaczona zgodnie z dynamicznym rozkładem reakcyj.

2. Masę między ogumieniem, a górną częścią amortyzatora obliczamy sumując masy piasty koła wraz z hamulcem i osią, części podwozia łączących koło z amortyzatorem i innych części będących w ruchu względem masy samolotu podczas uginania się amortyzatora.

3. Energię do pochłonięcia przez dany zespół amortyzacyjny obliczamy wychodząc z szybkości w_o opadania masy samolotu wg wzoru

$$E_o = M_1 \cdot \frac{w_o^2}{2} \quad \ldots\ldots \quad (31)$$

Pierwszą fazę pracy zespołu amortyzującego, podczas której ugina się tylko koło, obliczamy globalnie. Od chwili zakończenia tego okresu rozważamy stan układu amortyzującego w równych odstępach czasu Δt, układając obliczenia w tabelkę (rys. 2).

W rubryce (1) wpisujemy numer kolejny odstępu czasu Δt począwszy od numeru 1, odpowiadającego początkowi ruchu tłoka.

W rubryce (2) — energię pozostałą do zamortyzowania, obliczoną ze wzoru

$$E_n = E_o + |\Delta E|_{n-1} - L_{n-1} \quad \ldots \quad (32)$$

biorąc odpowiednie wartości z poprzedzającego okresu czasu Δt.

W rubryce (3) — szybkość opadania masy zredukowanej samolotu, obliczoną ze wzoru

$$w_n = \sqrt{\frac{2}{M_1}} \cdot \sqrt{E_n} \quad \ldots \quad (33)$$

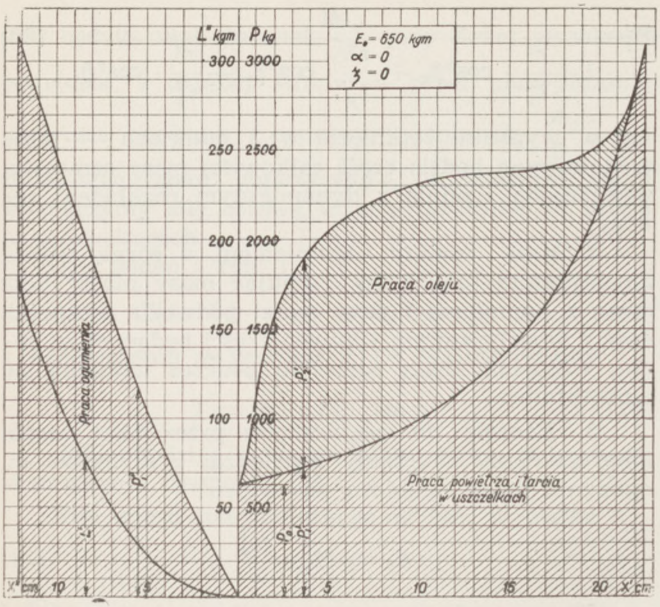
W rubryce (4) — szybkość uginania się koła, obliczoną ze wzoru

$$w_n'' = w_n - w_{n-1}' \quad \ldots\ldots \quad (34)$$

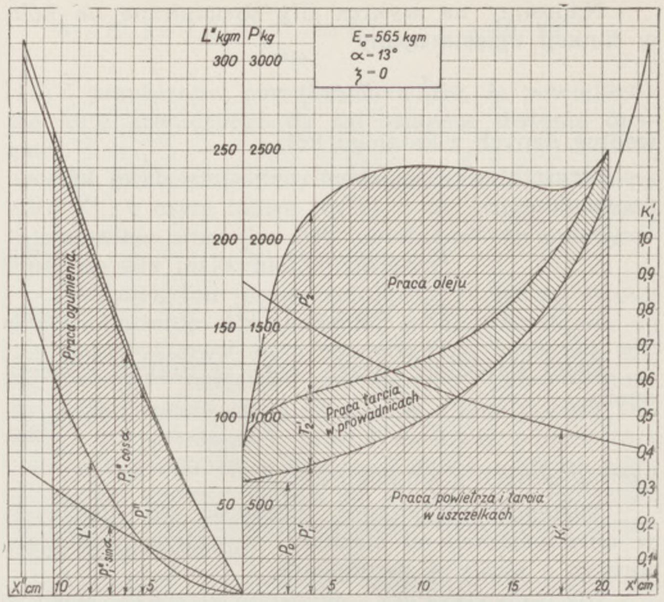
W rubryce (5) — przyrost ugięcia koła, obliczony ze wzoru

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23
n	E	w	w''	$\Delta X''$	X''	L''	P_a	$\Delta w'$	w'	$\Delta X'$	X'	P_2'	k_1'	$P_1''\sin\alpha$	T_2'	P_1'	$\bar{P}'$	$\Delta L'$	L'	L	x	ΔE
l. p. odstępu czasu Δt	$(2)_n = E_o + (23)_{n-1} - (21)_{n-1}$	$(3)_n = \left(\sqrt{\frac{2}{M_1}}\right) \cdot \sqrt{(2)_n}$	$(4)_n = (3)_n - (10)_{n-1}$	$(5)_n = \Delta t \cdot (4)_n$	$(6)_n = (6)_{n-1} + (5)_n$	$(7)_n = f((6)_n)$	$(8)_n$ z ekstrapolacji na wykresie	$(9)_n = \left(\frac{\Delta t}{M_2}\right) \cdot (8)_n$	$(10)_n = (10)_{n-1} + (9)_n$	$(11)_n = \Delta t \cdot (10)_n$	$(12)_n = (12)_{n-1} + (11)_n$	$(13)_n = f((10)_n, (12)_n)$	$(14)_n = f((12)_n)$	$(15)_n = f((6)_n)$	$(16)_n = (14)_n \cdot (15)_n$	$(17)_n = f((12)_n)$	$(18)_n = (13)_n + (16)_n + (17)_n$	$(19)_n = (11)_n \cdot (18)_n$	$(20)_n = (20)_{n-1} + (19)_n$	$(21)_n = (7)_n + (20)_n$	$(22)_n = (6)_n + (12)_n$	$(23)_n = \left(\frac{1}{2} M_1 g\right) \cdot (22)_n$

Rys. 2. Tabela do obliczania wykresów pracy metodą przybliżoną.



Rys. 3. Wykres pracy amortyzatora osiowo-obciążonego. $\alpha = 0^0$.



Rys. 4. Wykres pracy amortyzatora nieosiowo obciążonego. $\alpha = 13^0$.

$$\Delta x''_n = \Delta t \cdot w''_n \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (35)$$

W r u b r y c e (6) — ugięcie koła, obliczone ze wzoru

$$x''_n = x''_{n-1} + \Delta x''_n \quad . \quad . \quad . \quad (36)$$

W r u b r y c e (7) — pracę, wykonaną przez koło, odczytaną z krzywej wykresu według wzoru (24)

W r u b r y c e (8) — wartość siły P_a odczytaną z wykresu zgodnie ze wzorem:

$$P_a = P''_1 \cdot \cos\alpha - P' \quad . \quad . \quad . \quad (37)$$

jako różnicę między średnią wartością składowej siły na kole $P''_1 \cdot \cos\alpha$, a średnią wartością siły w amortyzatorze P'.

Wartość tej ostatniej wyznaczamy przez ekstrapolację na wykresie, a trafność założenia sprawdzamy po przeliczeniu rubryk (9), (10), (13), (16) i (17), wpisując odpowiednią wartość w rubryce (18).

W r u b r y c e (9) — przyrost szybkości tłoka amortyzatora, obliczony ze wzoru

$$\Delta w'_n = \left(\frac{\Delta t}{M_2}\right) \cdot P_a \quad . \quad . \quad . \quad (38)$$

W r u b r y c e (10) — szybkość tłoka amortyzatora, obliczoną ze wzoru

$$w'_n = w'_{n-1} + \Delta w'_n \quad . \quad . \quad . \quad (39)$$

W r u b r y c e (11) — przyrost ugięcia amortyzatora, obliczony ze wzoru

$$\Delta x'_n = \Delta t \cdot w'_n \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (40)$$

W r u b r y c e (12) — ugięcie amortyzatora, obliczone ze wzoru

$$x'_n = x'_{n-1} + \Delta x'_n \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (41)$$

W r u b r y c e (13) — siłę w amortyzatorze od oporu hydraulicznego.

Możemy tutaj posłużyć się dowolną funkcją

$$P'_{2n} = f(x'_n w'_n) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (42)$$

odczytując z pomocniczego wykresu, lub obliczając ze wzorów przybliżonych

$$P'_{2n} = K'_2 \cdot w'^2_n \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (43)$$

gdzie

$$K'_2 = \frac{\gamma}{2g} \cdot \frac{F_2}{\lambda^2} \cdot \left(\frac{F_2}{f}\right)^2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (44)$$

lub z uwzględnieniem wpływu lepkości cieczy

$$P'_{2n} = K'_2 \cdot w'^2_n + K'_3 \cdot w'_n \quad . \quad . \quad . \quad (45)$$

gdzie

$$K'_3 = 8\pi l j^2 \cdot \eta \cdot \left(\frac{F_2}{f}\right)^2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (46)$$

$$\eta = \frac{\gamma}{g}\left(7{,}24 \cdot N_E - \frac{6{,}25}{N_E}\right) \cdot 10^{-6} \quad . \quad . \quad (47)$$

W r u b r y c e (14) — wartość współczynnika K_1' zgodnie ze wzorem (29), odczytaną z wykresu.

W r u b r y c e (15) — siłę $P_1 \cdot \sin\alpha$ zgodnie ze wzorem (22), odczytaną z wykresu.

W r u b r y c e (16) — siłę od tarcia w prowadzeniach tłoka, obliczoną według wzoru (14).

W r u b r y c e (17) — siłę zgodnie z równaniem (28), odczytaną z wykresu.

W r u b r y c e (18) — siłę wypadkową w amortyzatorze, obliczoną ze wzoru

$$P'_n = P'_{1n} + P'_{2n} + T'_{2n} \quad . \quad . \quad . \quad (48)$$

W r u b r y c e (19) — przyrost pracy amortyzatora, obliczony ze wzoru

$$\Delta L'_n = P'_n \cdot \Delta x'_n \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (49)$$

W r u b r y c e (20) — pracę amortyzatora, obliczoną ze wzoru

$$L'_n = L'_{n-1} + \Delta L'_n \quad . \quad . \quad . \quad (50)$$

W rubryce (21) — pracę wykonaną, obliczoną ze wzoru

$$L_n = L_n' + L_n'' \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (51)$$

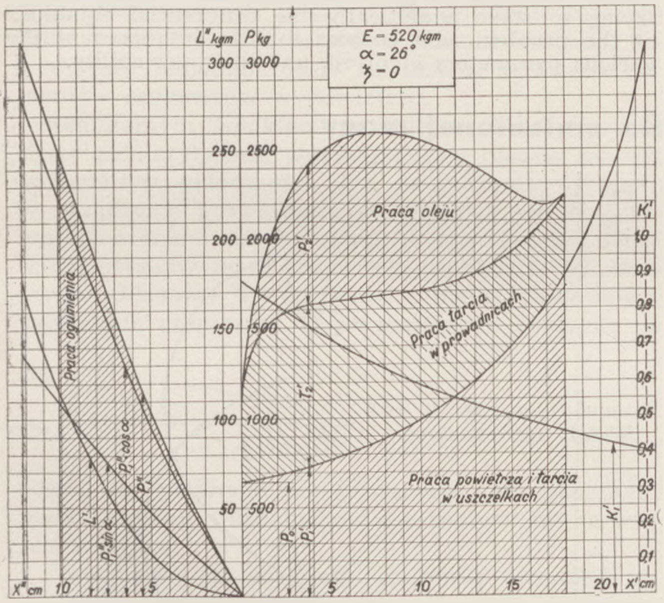
W rubryce (22) — wartość obniżenia się środka ciężkości masy zredukowanej, obliczoną ze wzoru

$$x_n = x_n' + x_n'' \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (52)$$

W rubryce (23) — wartość przyrostu energii z powodu obniżenia się środka masy, obliczoną ze wzoru

$$\Delta E_n = (\zeta \cdot M_1 \cdot g) \cdot x_n \quad . \quad . \quad . \quad (53)$$

Obliczenia prowadzimy zapełniając jednocześnie tabelę na rys. 2 i przedłużając stopniowo krzywe sił w amortyzatorze na wykresie aż do chwili całkowitego wyczerpania się amortyzowanej energii.



Rys. 5. Wykres pracy amortyzatora nieosiowo obciążonego. $\alpha = 26°$.

Metodą powyższą obliczone zostały wykresy, podane na rys. 3, 4 i 5 (obliczenia wykonał p. Franciszek Mackiewicz).

Dotyczą one jednego i tego samego amortyzatora, obciążanego pod różnymi kątami α.

Z wykresów tych widzimy, że amortyzator wolnonośny należy dobierać przy osiowym obciążeniu (rys. 3) z małą pełnotą wykresu, licząc się z obciążeniami nieosiowymi (rys. 4 i 5), kiedy na skutek dodatkowej pracy tarcia w prowadzeniach charakter przebiegu krzywych jest zupełnie inny. Dla amortyzatora tego

$$\alpha_{gr} \geq 40°$$

Z wykresów na rys. 4 i 5 widzimy, że jakkolwiek znajdujemy się jeszcze daleko od kąta granicznego, tarcie w prowadnicach odgrywać zaczyna dużą rolę. Podkreślam tutaj raz jeszcze, że konstruując amortyzator należy tak dobierać α_{gr}, by kąt ten był znacznie większy od wszelkich kątów użytkowych, przy których amortyzator ma pochłaniać energię.

Oznaczenia

Przyjęto ogólną zasadę, oznaczając jedną kreską u góry wielkości amortyzatora, a dwoma kreskami — wielkości koła.

P_1'' — siła na kole (reakcja ziemi).

— kąt między siłą na kole, a osią amortyzatora.

P_1' — siła wewnętrzna w amortyzatorze od ciśnienia powietrza, względnie od sprężyn, oraz od tarcia w uszczelkach.

P_2' — siła wewnętrzna w amortyzatorze od oporu hydraulicznego.

R_1' — siła na tłoku amortyzatora w górnym prowadzeniu w cylindrze.

R_2' — siła na tłoku amortyzatora w dolnym prowadzeniu w cylindrze.

$\mu_1 = \operatorname{tg} \varphi_1$ — wsp. tarcia w górnym prowadzeniu.

$\mu_2 = \operatorname{tg} \varphi_2$ — wsp. tarcia w dolnym prowadzeniu.

a, b, c, d, A, B — wymiary amortyzatora zgodnie z rys. 1.

x' — ugięcie amortyzatora.

T_2' — siła osiowa w amortyzatorze od tarcia w prowadnicach.

x'' — ugięcie koła.

L'' — praca wykonana przez koło.

p_0 — ciśnienie powietrza przy amortyzatorze rozprężonym.

V_0 — objętość powietrza przy amortyzatorze rozprężonym.

F_1 — pole przekroju tłoczyska amortyzatora.

m — wykładnik sprężania politropy.

T_1' — siła osiowa w amortyzatorze od tarcia w uszczelkach.

$P_{spręż}$ — siła osiowa w amortyzatorze od sprężyn.

M_1 — masa zredukowana na dany układ amortyzacyjny.

r — ramię siły na kole względem środka masy samolotu.

i_x, i_y, i_z — ramiona bezwładności dokoła trzech głównych osi bezwładności samolotu.

β_x, β_y, β_z — kąty zawarte między normalną do płaszczyzny wyznaczonej przez środek mas i kierunek siły na kole, a osiami bezwładności.

M_2 — masa między ogumieniem, a górną częścią amortyzatora.

w_0 — szybkość opadania masy M_1 w chwili zetknięcia samolotu z ziemią.

E_0 — energia masy M_1 w chwili zetknięcia samolotu z ziemią.

Δt — odstępy czasu liczone od chwili, odpowiadającej początkowi ruchu tłoka.

n — numer kolejny odstępu czasu Δt i jednocześnie znaczek, wskazujący, że dana wielkość odnosi się do danego odstępu czasu Δt.

E — energia pozostała do zamortyzowania.

w — szybkość opadania masy M_1.

w' — szybkość ruchu tłoka amortyzatora względem cylindra.

w'' — szybkość uginania się koła.

P_a — siła przyśpieszająca masę M_2 względem masy M_1.

P_1 — suma wszystkich sił osiowych w amortyzatorze.

γ — ciężar właściwy oleju.

g — przyśpieszenie ziemskie.

F_2 — pole przekroju komory olejowej.

f — pole przekroju otworków, przepuszczających olej.

λ — współczynnik strat przepływu.

l — długość otworków, przepuszczających olej.

j — ilość otworków, przepuszczających olej.

η — współczynnik bezwzględny lepkości.

N_E — lepkość w stopniach Englera.

L' — praca wykonana przez amortyzator.

L — praca wykonana łącznie przez koło i amortyzator.

x — ugięcie łączne amortyzatora i koła.

ΔE — dodatkowy przyrost energii z powodu obniżenia się środka masy samolotu do ziemi podczas amortyzowania energii.

ζ — współczynnik spadku nośności aerodynamicznej samolotu.

ŹRÓDŁA

1) Piotr Bielkowicz — „O konstrukcji i pracy amortyzatorów olejo-powietrznych". Techniczne Nowości Lotnicze 1937, Nr 2.

2) Wietczinkin — „Dinamika samolota".

3) Franciszek Janik — „Wymagana wytrzymałość samolotu". Wydawnictwo I. T. L., 1937.

4) Jarosław Naleszkiewicz — „Działanie amortyzacji podwozia". Sprawozdania I. T. L. Nr 6 (28), 1938.

5) Kazimierz Korsak — „O konstrukcji i pracy amortyzatorów olejo-powietrznych". Techniczne Nowości Lotnicze 1937, Nr 1.

Friction in Cantilever Oleo Shock-Absorbers

Summary.

A cantilever oleo-pneumatic leg is considered, in which the force acting on the wheel has a transversal component and causes bending in the leg. The equations of equilibrium, written for the lower part of the shock-absorber, lead to the definition [eqn. (10)] of a new friction coefficient, which should be as low as possible. From this point of view, a short course of the piston is advantageous. When the angle between the shock absorber axis and the direction of the force acting upon the wheel attains its „limiting value", defined by eqn. (20), the force necessary to set the piston into movement reaches the maximum permissible value with regard to the wheel dimensions.

In the second part, a step by step method of calculating the working diagram of a shock absorber is developed. It avoids the great difficulties encountered when trying to solve analytically the differential equations of the problem, and enables to take into account the various parameters involved, and their variability.

Przeliczanie szybkości dla zmienionej mocy

W praktyce bardzo często trzeba przeliczać w sposób prosty szybkość poziomą przy zmianie mocy silnika i jego wysokości nominalnej. Okazuje się przy tym, że obliczanie szybkości na podstawie siły nośnej wymaga, celem uniknięcia dużych błędów, większej dokładności liczenia, niż obliczanie wzorami zbudowanymi na zasadzie zrównoważenia oporu.

Dla wyrażenia szybkości mamy wzory:

$$v^3 = \frac{75 \cdot \eta \cdot N \cdot 2g}{\gamma \cdot S \cdot c_x} \quad \ldots\ldots\ldots (1)$$

$$v^2 = \frac{Q \cdot 2g}{\gamma \cdot S \cdot c_y} \quad \ldots\ldots\ldots (2)$$

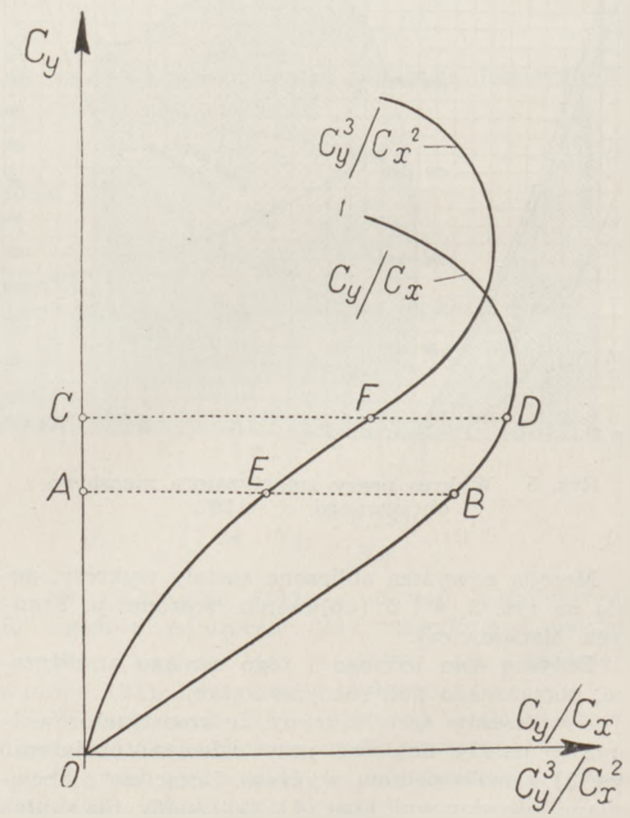
Po podzieleniu równ. (1) przez (2) i obliczeniu wartości v_1 i v_2 mamy

$$\frac{v_2}{v_1} = \frac{\frac{c_{y_2}}{c_{x_2}}}{\frac{c_{y_1}}{c_{x_1}}} \cdot \left(\frac{\eta_2 \cdot N_2}{\eta_1 \cdot N_1}\right) \quad \ldots\ldots\ldots (3)$$

zaś po podniesieniu wzoru (1) do kwadratu, a wzoru (2) do potęgi trzeciej i podzieleniu przez siebie

$$\frac{\frac{c_{y_2}^3}{c_{x_2}^2}}{\frac{c_{y_1}^3}{c_{x_1}^2}} = \frac{\gamma_1}{\gamma_2} \cdot \left(\frac{\eta_1 \cdot N_1}{\eta_2 \cdot N_2}\right)^2 \quad \ldots\ldots\ldots (4)$$

Jeśli $\eta_1 \cdot N_1 = \eta_2 \cdot N_2$, to wzory (3) i (4) dają się bardzo prosto rozwiązać graficznie przy pomocy krzywych $\frac{c_y}{c_x} = f(c_y)$; $\frac{c_y{}^3}{c_x{}^2} = f\,(c_y)$ (patrz rys.). Np. dane są v_1, $c_{y_1} = \overline{OA}$ oraz $\frac{\gamma_2}{\gamma_1}$. Na podstawie $\frac{\gamma_2}{\gamma_1}$ znajdujemy odcinek $CF = AE \cdot \frac{\gamma_1}{\gamma_2}$, a następnie $\frac{v_2}{v_1} = \frac{\overline{CD}}{\overline{AB}}$



Ze wzrostem wysokości nominalnej przy $\eta \cdot N =$ const. szybkość wzrasta aż do osiągnięcia kąta największej doskonałości.

Inż. Franciszek Janik
i Inż. Kazimierz Korsak

Zwiększyć wydajność pracy!

W notatce p. t. „Znaczenie elementu ludzkiego dla rozwoju techniki lotniczej" (Tech. Lot. Nr 1 b. r., str. 6) podkreślono, że ze zdobyciem przez lotnictwo większych środków materialnych musi iść w parze znaczne zwiększenie wydajności pracy zatrudnionych w lotnictwie. Nikt wówczas nie przewidywał, że chwila zdobycia tych większych środków materialnych jest tak bliska i że konieczność stworzenia warunków dla jaknajwydajniejszej pracy stanie się tak szybko aktualna. W sprawie tej czytelnicy „Techniki Lotniczej" dotychczas nie wypowiedzieli się, jednak chwila obecna nie pozwala na dalsze przemilczanie tych tak ważnych zagadnień. Prosimy o zabieranie głosu.

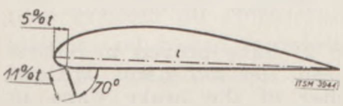
Redakcja.

Hamulce powietrzne Instytutu Aerodynamicznego w Warszawie

Inż. Wiesław Stępniewski (ITSM)

Dzięki ścisłemu powiązaniu możliwości polepszenia wyczynów szybowcowych (wysokość i odległość) przez lot w chmurach, wyłoniła się konieczność wypracowania maszyn możliwie najlepiej nadających się do lotów bez widoczności. Jako częsty wynik błędów pilotażu popełnianych w chmurach, jest znalezienie się maszyny w locie z dużą szybkością, co może prowadzić do przekroczenia dopuszczalnych szybkości nurkowania czy brutalnego wyrwania przy tych dużych szybkościach lotu. Znaczne obciążenia konstrukcji, mające swe źródło w dużej szybkości lotu oraz nieświadomości pilota co do położenia maszyny (stąd nieodpowiednie nerwowe reakcje sterami), powodowały niejednokrotnie zniszczenie pewnych elementów szybowców w powietrzu.

Radykalnym środkiem uniknięcia niebezpiecznych przeciążeń szybowca, wynikających z błędów pilotażu w locie bez widoczności, jest zaopatrzenie szybowca w urządzenie pozwalające na zupełnie jednoznaczne wprowadzenie maszyny przez prosty manewr sterami w ustalony lot z bezpieczną szybkością np. stromy lot ślizgowy lub nurkowy z małą (stosunkowo) szybkością graniczną. Doprowadziwszy maszynę na



Rys. 1. Schemat hamulca powietrznego I.A.W.

pewno do położenia nie grożącego niebezpiecznymi przeciążeniami, pilot spokojnie oczekiwał by na wyjście z chmur.

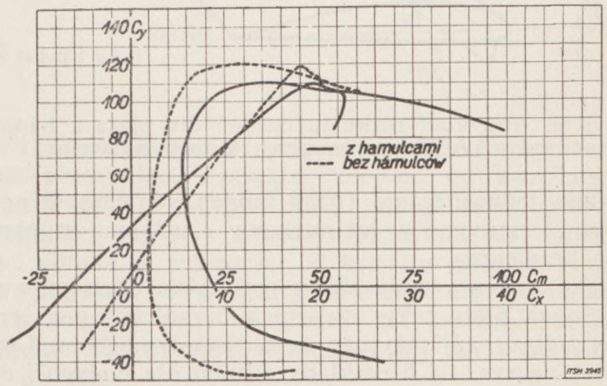
Postawione tu postulaty spełniają hamulce powietrzne zaproponowane przez Instytut Aerodynamiczny w Warszawie i zastosowane przez A. Kocjana w szybowcu Orlik II. W związku z konkursem na szybowiec olimpijski, gdzie w warunkach technicznych zażądano, by szybkość graniczna nurkowania była $V_{gr} \leq 200$ km/godz., zastosowano hamulce I.A.W. w odpowiednio zwiększonych wymiarach do szybowca Orlik III na konkurs olimpijski. Hamulce te zostały wypróbowane w locie przez Instytut Techniki Szybownictwa i Motoszybownictwa w czasie lotów próbnych na szybowcu konkursowym. Dodatnia opinia ITSM została potwierdzona przez ITL przy oficjalnych próbach sprawności i następnie przez członków Międzynarodowej Komisji Pilotów FAI, latających w Rzymie (w lutym b.r.).

Ze względu na przydatność tych hamulców nie tylko dla szybowców, ale i do tych wszystkich maszyn, gdzie chodzi o poważne zmniejszenie granicznej szybkości nurkowania poświęcamy tym urządzeniom więcej uwagi.

Hamulec powietrzny stanowi listwa o szerokości



Rys. 2. Umieszczenie hamulców na szybowcu.

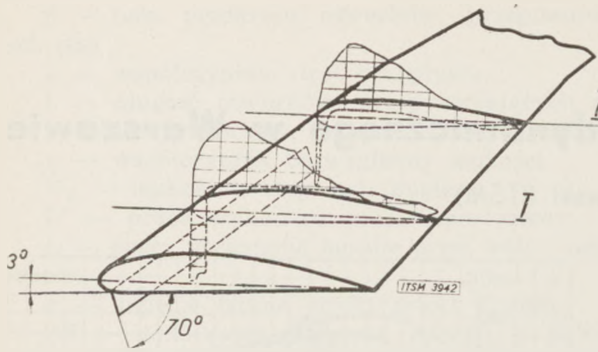


Rys. 3. Biegunowe oraz $C_m = f(C_y)$ dla całego szybowca z hamulcami i bez.

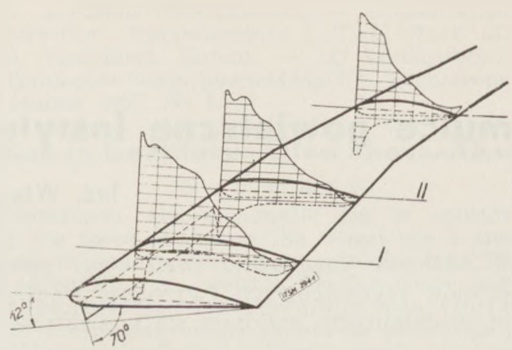
11% głębokości płata, umieszczona w odległości 5% głębokości od krawędzi natarcia (rys. 1). W wypadku szybowca „Orlik" hamulce powietrzne zajmują 32% rozpiętości szybowca i umieszczone są na przykadłubowej części skrzydeł (rys. 2). Dla hamowania w locie nurkowym wychyla się hamulce o kąt 70°, gdyż dalsze wychylanie (do 90°) nie zwiększa wyraźnie spółczynnika oporu. Najbardziej charakterystyczną cechą hamulców powietrznych I.A.W. jest bardzo intensywne zwiększenie spółczynników oporu na kątach natarcia bliskich zerowego wyporu (przy długości hamulców równej $0{,}32\,L$ i objęciu ich działaniem $\sim 40\%$ powierzchni nośnej, przyrost C_x dla $C_y = 0$ $\Delta C_x = \sim 0{,}07$) i stosunkowo mniej znaczny przyrost oporów na dużych kątach natarca (rys. 3) (bez pomocy np. przerywaczy na grzbiecie profilu urządzenie to nie nadaje się do znacznego zwiększenia stromizny podejścia do lądowania). Porównanie obliczonej na podstawie dmuchań granicznej szybkości nurkowania z uzyskaną w rzeczywistości, dało dość dobrą zgodność. Natomiast na dużych kątach natarcia przyrost oporów zdaje się być mniejszy w rzeczywistości, niż na podstawie dmuchań (w locie z prędkością $V = \sim 60$ km/godz. szybkość opadania powinna zwiększać się na podstawie badań tunelowych o $\Delta V_y = \sim 0{,}7$ m/sek, gdy w rzeczywistości przyrastała o $\Delta V_y = \sim 0{,}3$ m/sek.).

Otwarcie hamulców I.A.W. wybitnie poprawia stateczność, co widać na rys. 3, gdzie mamy porównanie przebiegu momentów względem krawędzi natarcia dla całego szybowca, przy zamkniętych hamulcach i przy otwartych. Równolegle z powiększeniem stateczności podłużnej idzie zmniejszenie czułości steru wysokości, co w połączeniu z nieznacznym wzrostem opadania na użytkowych szybkościach, przy wychylonych hamulcach jest wybitnie korzystne ze względu na możliwości lotu w chmurach.

Dzięki przesunięciu do przodu wypadkowej sił aerodynamicznych (zwiększone momenty ujemne względem krawędzi natarcia) stało się możliwym to, że pełne oddanie drążka sterowego wprowadza zu-



Rys. 4. Przykład rozkładu ciśnień dla płata z hamulcem I.A.W. przy małych kątach natarcia.



Rys. 5. Przykład rozkładu ciśnień dla płata z hamulcem I.A.W. przy większych kątach natarcia.

pełnie jednoznacznie (przy innych sterach „w neutrum") maszynę w lot nurkowy z ustaloną szybkością bezpieczną.

Dla zorientowania się w rozkładzie obciążeń normalnych płata przy otwartych hamulcach podajemy (w/g dmuchań Instytutu Aerodynamicznego we Lwowie) na rys. 4 i 5 rozkłady ciśnień dla małych i dużych kątów natarcia. Zmniejszenie C_n na części płata objętej działaniem hamulca (przekrój I) w stosunku do wolnej części płata (przekrój II) nie jest znaczne i wynosi: dla małych kątów natarcia (3°) $\frac{C_{nII}}{C_{nI}} = \sim 1,24$ dla większych — bliskich maksymalnej nośności (12°) $\frac{C_{nII}}{C_{nI}} = \sim 1,14$.

Dla zorientowania się w obciążeniach samej klapy hamującej, podajemy przykład ciśnień (w/g Instytutu Aerodynamicznego w Warszawie) na stronie zewnętrznej (przedniej) klapy i na stronie wewnętrznej (tylnej):

Kąt natarcia i^0	Ciśnienie na stronie przedniej $\frac{\Delta p}{q}$	Ciśnienie na stronie tylnej $\frac{\Delta p}{q}$
10	0,97	— 0,21
5	0,93	— 0,30
0	0,89	— 0,36
—5	0,85	— 0,40

Jako cechę dodatnią tych hamulców należy jeszcze podkreślić, że przy odpowiednio sztywnej konstrukcji samych listew, przy całym zakresie szybkości (60 — 200 km/godz.) nie zaobserwowano drgań hamulców otwartych, ani też zaburzeń na usterzeniu, pomimo, że były one umieszczone naprzeciw sterów głębokości, bezpośrednio przy kadłubie.

Air brakes designed by the Warsaw Aerodynamic Institute

Summary

A radical means of preventing dangerous overcharge of a glider in the course of a blind flight consists in fitting the glider with an equipment capable of restraining its top-speed.

Mr. A. Kocjan, the designer of the „Orlik" type gliders, has incorporated in his design the brake system recommended by the Warsaw Aerodynamic Institute.

The brakes (Fig. 1 and 2) have proved to possess a great efficiency (top speed 200 km p.h.) without occasionning vibrations either of the brake flaps, or of the whole glider. In comparing the characteristics of these brakes to those of another design, which were applied hitherto with a view to reducing the top speed of the flight, we shall have to mention a very slight increase of drag at great angles of attack. Owing to this circumstance the sinking speed within the range of angles of attack increases very slightly. (At a speed of 60 km p.h. the increase of the sinking speed attains about 0,3 m. p. sec., as has been established at trial flights).

On the other hand, the loosening of the brakes rectifies the longitudinal stability of the glider and reduces to a certain limit the sensibility of the elevator, which is also of advantage during a blind flight.

Drogi rozwoju silników lotniczych

Nowoczesne silniki lotnicze doszły do swej doskonałości na drodze powolnej ewolucji. Wytwórnie silników lotniczych przyjęły system pracy, polegający na obraniu silnika o pewnej ilości cylindrów ustalonych wymiarów i na wyciąganiu z tego litrażu coraz większej mocy. Przykładem takiej ewolucji jest seria silników firmy Bristol, rozpoczęta przed laty zasłużonym silnikiem Jupiter i zakończona najnowszymi typami silników Pegasus o mocy trzykrotnie niemal większej, niż moc założyciela dynastii, mimo że ilość i litraż cylindrów nie uległy zmianie. Na każdym etapie rozwojowym wytwórnia ustala pewną maksymalną moc, dostosowaną do granicznych możliwości danego silnika. Jak wiadomo o granicznej mocy silnika decydują: wytrzymałość mechaniczna jego części, zdolność powierzchni chłodzącej do odprowadzania ciepła i odporność używanego paliwa na detonację. W związku z tym nasuwa się pytanie, czy zawsze ten sam wzgląd decyduje o wielkości dopuszczalnej mocy silnika, czy też w miarę jego rozwoju jego graniczne możliwości wynikają z coraz to innych z pośród wymienionych ograniczeń. Sądzę, że gdy pewien typ silnika znajduje się na początku swojej „kariery", wówczas największą rolę odgrywają względy wytrzymałościowe, a dalszy rozwój polega głównie na wzmacnianiu jego części na drodze zmian konstrukcyjnych i wprowadzania coraz wytrzymalszych materiałów. W miarę rozwoju silnika rosnącego znaczenia nabierają trudności, związane z chłodzeniem, opanowywane przez zwiększanie powierzchni chłodzącej. Wreszcie ulepszenia, dające się osiągnąć w tych dwóch kierunkach, zbliżają się do kresu, i następuje chwila, gdy czynnikiem, ograniczającym moc, staje się detonacja paliwa, co zmusza wytwórnię do zastosowania paliwa o wyższej liczbie oktanowej. Dopiero, gdy wszystkie wymienione możliwości zostaną wyczerpane, przychodzi kolej na opracowanie zupełnie nowego typu silnika.

Inż. Jan Tuszyński.

Kilka uwag o nowoczesnym układzie zapłonowym silników lotniczych

Inż. Ziemowit Ratajski

Wstęp.

Olbrzymi rozwój lotnictwa zwrócił uwagę na niedoskonałość instalacji zapłonowej oraz na nieprzystosowanie jej do wymagań stawianych nowoczesnym silnikom lotniczym. Ekranowanie celem zmniejszenia zakłóceń przy odbiorze radiowym oraz coraz większe wysokości lotu powiększyły obciążenie elektryczne całego układu. Duże zasięgi samolotów zmusiły do stosowania dodatkowych urządzeń iskrownikowych współpracujących z osprzętem silnika. Lot bez widoczności, bez względu na porę dnia i pogodę postawił na pierwszym miejscu niezawodność pracy silnika, a więc także instalacji zapłonowej.

Warunki, w jakich pracować muszą układy zapłonowe nowoczesnych silników lotniczych, są bardzo różnorodne. Wykonanie uniwersalnej instalacji zapłonowej spełniającej swe zadania we wszelkich warunkach jest niemożliwe. Doprowadziło to w ostatnich czasach do zróżniczkowania konstrukcji w zależności od zadań samolotu, do którego dany układ ma być zastosowany.

Zagadnienia silnikowe.

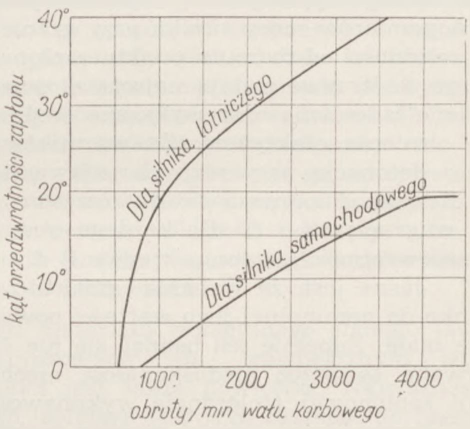
Zasadniczym zadaniem instalacji zapłonowej jest zapalanie mieszanki przy pomocy wyładowania iskry elektrycznej w ściśle określonym punkcie cyklu czterosuwu. Wyładowanie to powinno wydzielać taką ilość energii cieplnej, by zapewniało sprawną i niezawodną pracę silnika w całym zakresie obrotów.

Do całkowitego spalenia mieszanki w silniku potrzeba pewnego czasu. Czas ten zależy od konstrukcji głowicy (od wielkości i kształtu przestrzeni spalania, położenia świec) oraz od szybkości spalania się mieszanki. Dla mieszanki w „bezruchu" wynosi szybkość spalania się jej od 2 do 6 m/sek, a dla mieszanki wirującej od 10 do 20 m/sek.

Szybkość spalania się mieszanki jest:

	większa	mniejsza
gdy mieszanka jest	normalna	uboga
temperatura	wysoka	niska
ciśnienie	wysokie	niskie
i wirowanie (turbulencja)	duże	małe

Czas spalania się mieszanki powinien być możliwie krótki. Uzyskuje się to przez konstrukcję przestrzeni spalania zbliżonej kształtem do półkuli oraz przez zastosowanie podwójnego zapłonu (dwie świece na cylinder). Czas potrzebny do całkowitego spalenia mieszanki jest przyczyną, wywołującą konieczność przesunięcia punktu zapłonu od zwrotnego punktu tłoka o pewien kąt, zwany kątem przedzwrotności zapłonu. Konstruktor ustala dla danego typu silnika w zależności od kształtu głowicy, stopnia sprężania, temperatury, ciśnienia oraz nominalnych obrotów t.zw. nominalny kąt przedzwrotności zapłonu. Dla silników lotniczych kąt ten wynosi od 20° do 40°.

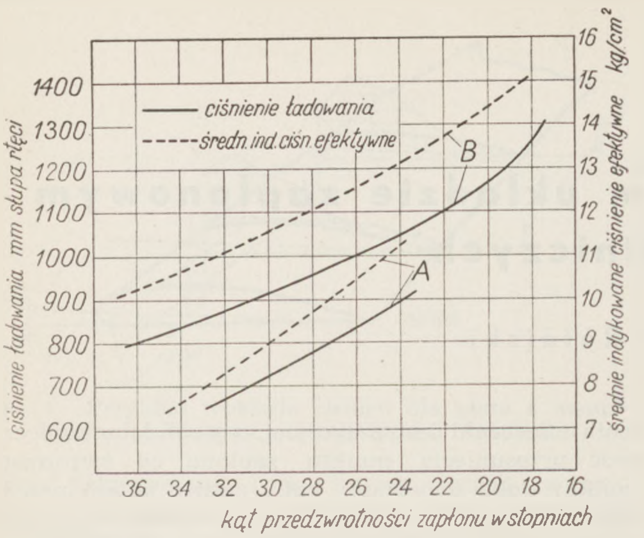


Rys. 1. Kąt przedzwrotności zapłonu w zależności od obrotów silnika [1] *)

W myśl podanych rozważań kąt przedzwrotności zapłonu musi ulegać zmianie w zależności od obrotów. Ilustrują to krzywe wg. Kleibera, rys. 1. Od dawna stosuje się więc ręczną lub samoczynną zmianę kąta przedzwrotności, wyrażającą się w opóźnianiu punktu zapłonu dla niższych obrotów. Obecne wymagania w kierunku jak największego wykorzystania silnika i dążenie do ekonomicznej jego pracy przy różnych warunkach i obciążeniach wywołują konieczność regulacji punktu zapłonu w całym zakresie obrotów, w zależności od składu mieszanki, ciśnienia ładowania lub także w zależności od napełniania cylindrów.

Warunkiem pełnego wykorzystania maksymalnej mocy silnika jest ustawienie zapłonu możliwie tuż poniżej granicy detonacji. Niejednakowa wartość kąta przedzwrotności zapłonu poszczególnych cylindrów w stosunku do zwrotnego punktu tłoka lub wahania tego kąta mogą spowodować detonację w niektórych cylindrach lub cyklach pracy, w których zapłon jest wcześniejszy. Zmusza to konstruktorów do obniżenia wartości maksymalnej mocy usta-

*) Cyfry w nawiasach kwadratowych odpowiadają spisowi literatury, zamieszczonemu w końcu artykułu.



Rys. 2. Wpływ rozrzutu punktu zapłonu na moc silnika pracującego przy granicy detonacji [4].

A — krzywe dla rozrzutu zapłonu ± 5°;
B — krzywe dla rozrzutu zapłonu ± ¾°.

lanej dla danego typu silnika. Wyniki wykonanych w NACA pomiarów mocy silnika przy granicy detonacji w zależności od rozrzutu punktu zapłonu przedstawia rys. 2. Krzywe podają najwyższe dopuszczalne ciśnienie ładowania oraz wykazane średnie indykowane ciśnienia efektywne dla warunków graniczących z detonacją przy różnych ustawieniach zapłonu. Krzywe A odnoszą się do rozrzutu punktu zapłonu w granicach ± 5° dla każdego nominalnego kąta przedzwrotności zapłonu, krzywe B dla rozrzutu ± ¾°. Jasne jest, że wahania punktu zapłonu w stosunku do nominalnej jego wartości powinny być możliwie małe. Zupełnie ich usunąć się nie da, gdyż wywoływane są przez niedoskonałość mechaniczną instalacji zapłonowej (tolerancje wykonawcze). Dla instalacji starego typu rozrzut punktu zapłonu wynosi około ± 1° do ± 2°, dla nowszego typu około ± ½° w odniesieniu do wału korbowego.

Proste przeliczenie na podstawie krzywych z rys. 2 wykaże, iż zastępując, bez jakichkolwiek zmian w konstrukcji silnika, instalację zapłonową starego typu o rozrzucie punktu zapłonu w granicach ± 2° instalacją o nowoczesnej konstrukcji (o rozrzucie ± ½°) zwiększa się dopuszczalne ciśnienie ładowania o 67 mm słupa rtęci (czyli ponad 9%), co odpowiada mniej więcej zmianie wartości średniego indykowanego ciśnienia efektywnego przy 30° przedzwrotności zapłonu z 9 kg/cm² na 9,9 kg/cm² (czyli o 10%). Są to wartości, które przez konstruktorów silników czy też przez użytkowników bezwzględnie brane być muszą pod uwagę.

Z tych samych powodów należy stosować dla silników gwiazdowych układy zapłonowe pozwalające na ustawienie dla każdego cylindra kąta przedzwrotności zapłonu odpowiedniego do kinematyki silnika. Różnice w ustalonych w ten sposób kątach dla poszczególnych cylindrów wynosić mogą do ± 4° w stosunku do nominalnego kąta przedzwrotności silnika (z tolerancją dla nowoczesnych instalacji ± ½°).

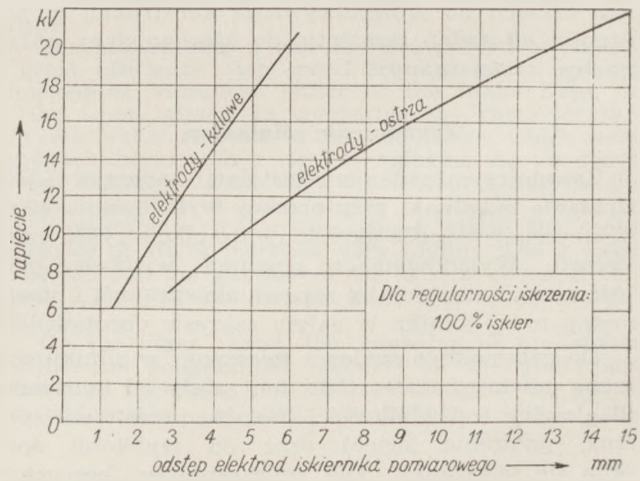
Bezpieczeństwo i niezawodność pracy silnika wymaga, aby instalacja zapłonowa była odporna na działanie drgań mechanicznych, wilgoci, temperatur, smarów, aby nie przedstawiała niebezpieczeństwa pożaru i pracowała niezawodnie przy wszystkich położeniach samolotu oraz na większych wysokościach lotu.

Kompletna instalacja zapłonowa składa się: z iskrowników, przewodów zapłonowych (wraz z osłoną przeciwzakłóceniową), świec, oraz z akcesoriów dodatkowych (jak np. urządzenie rozruchowe, przełączniki iskrowników itp.).

Iskrowniki są najważniejszym elementem układu zapłonowego. Zadaniem ich jest: dostarczenie energii elektrycznej dla wyładowania iskrowego świecy i dla pokrycia strat w obwodach elektrycznych oraz regulowanie punktu zapłonu w zależności od warunków pracy silnika.

Wymagania elektryczne iskrowników.

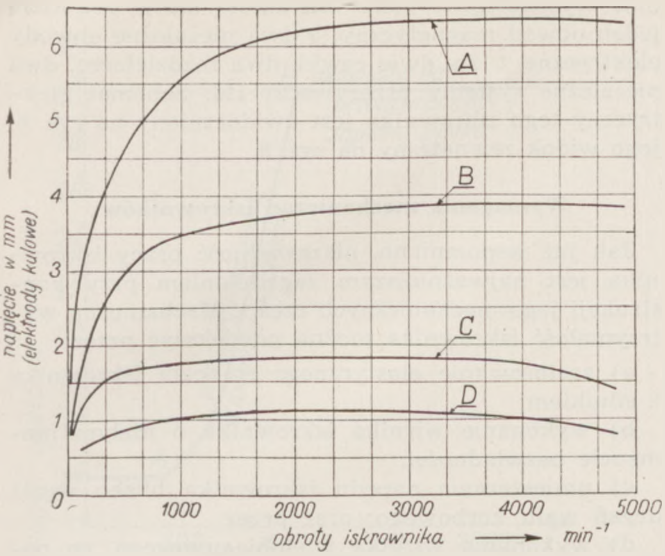
Dla wywołania prawidłowego zapłonu mieszanki iskrowniki wytwarzać muszą odpowiednie napięcie. Dla praktycznych pomiarów napięć zarzucono jednostkę „wolt", gdyż pomiar napięcia iskrowników w tych jednostkach jest bardzo kłopotliwy i trudny. W praktyce posługuje się więc jednostką długości, podającą graniczny odstęp elektrod iskiernika pomiarowego, przy którym to odstępie nie zachodzi jeszcze przerywanie iskrzenia podczas pomiaru. Na rys. 3 podane są krzywe cechowania używanych iskierników pomiarowych. W dalszych rozważaniach posługiwać się będziemy milimetrem odstępu elektrod kulowych, jako porównawczą jednostką napięcia iskrownika.



Rys. 3. Krzywe cechowania iskierników pomiarowych.

Dla nieobciążonego iskrownika napięcie wtórne na zaciskach odbiorników prądu wynosi: dla nieekranowanego: 3,5 do 4,5 mm (13000 V do 16000 V), dla ekranowanego: 5 do 8,5 mm (18000 do 25000 V).

Krzywe napięcia iskrowników w zależności od jego obrotów podaje rys. 4. Krzywa A odnosi się do iskrownika ekranowanego nieobciążonego, krzywa B do iskrownika ekranowanego obciążonego jedynie pojemnością elektryczną (układ zapłonowy ekranowany) — lub też odnosi się do nieekranowanego i nieobciążonego iskrownika starszego typu, krzywa C — do iskrownika ekranowanego obciążonego jedynie oporem elektrycznym $R = 200000\ \Omega$, co odpowiada silnemu zanieczyszczeniu świecy graniczącemu z zwarciem, oraz krzywa D odnosi się do iskro-



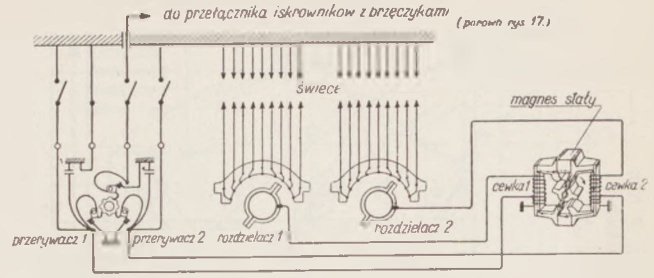
Rys. 4. Charakterystyki iskrowników w zależności od ich obciążeń,

A — iskrownik ekranowany nieobciążony,
B — iskrownik ekranowany obciążony pojemnością 350 $\mu\mu$ F lub nieekranowany starszego typu nieobciążony,
C — iskrownik ekranowany obciążony oporem R = 200.000 Ω
D — iskrownik ekranowany obciążony pojemnością i oporem (350 $\mu\mu$ F + 200.000 Ω).

wnika ekranowanego obciążonego pojemnością i oporem elektrycznym, i podaje napięcia, jakie występują na elektrodach świecy w najniekorzystniejszych warunkach pracy iskrownika.

Rys. 5 a, b, i c przedstawia wykonane w DVL oscylogramy przebiegu napięcia iskrownika w tych samych warunkach, jak krzywe A, B, C, rys. 4. Widoczne jest znaczne obniżenie napięcia iskrownika ekranowanego obciążonego pojemnością elektryczną. Stosowane w praktyce osłony przeciwzakłóceniowe (ekrany) posiadają pojemność wynoszącą od 100 $\mu\mu$ F do 250 $\mu\mu$ F. Ekranowane iskrowniki pracujące z instalacją całkowicie zaekranowaną muszą wykazywać napięcie wyższe o około 35% od iskrowników nieekranowanych.

Wytwórnie chcąc podwyższyć z omawianych względów napięcie największą uwagę zwróciły na obwód magnetyczny iskrowników. Opracowano szereg stopów specjalnych na magnesy stałe, wśród których największe zalety wykazuje stop Mishima (t. zw. stop japoński żelazo-nikiel-aluminium). Magnesy z tego stopu są nadzwyczaj małych wymiarów i nie podlegają starzeniu ani rozmagnesowaniu. Na rys. 6 są widoczne tego rodzaju magnesy w formie małych prętów, stosowane w iskrownikach bliźniaczych Boscha. Naogół przez zastosowanie do obwodów ma-



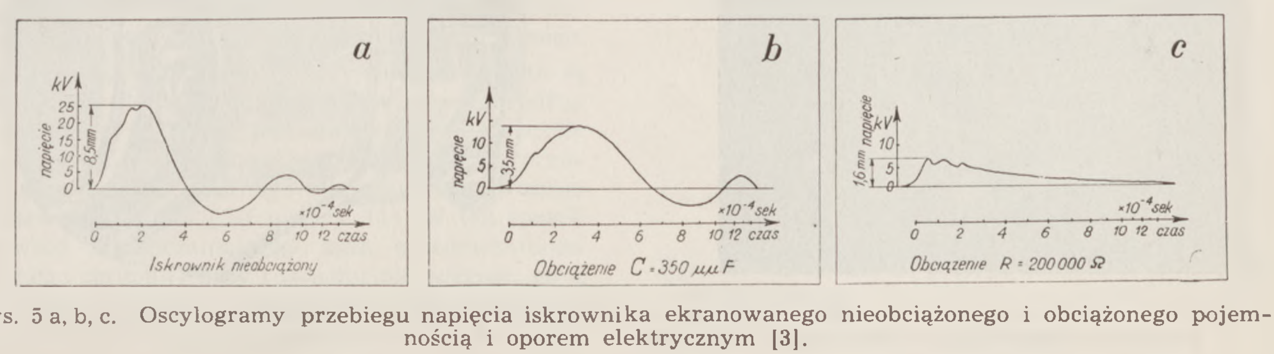
Rys. 6. Schemat elektryczny iskrownika ZM 9 firmy Bosch [5].

gnetycznych stopów specjalnych wytwórnie mogą się poszczycić małym ciężarem produkowanych iskrowników.

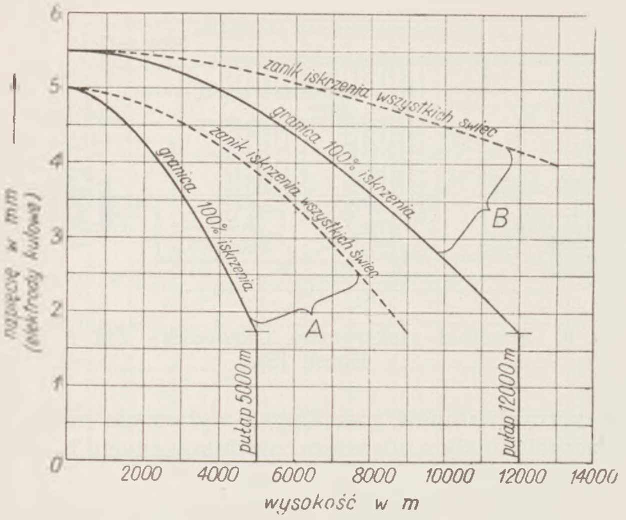
Wytwarzając napięcia dochodzące do 25.000 V, iskrowniki posiadać muszą odpowiednią izolację elektryczną. W starszych typach iskrowników materiał izolacyjny nie wytrzymywał napięć, powstających wskutek braku obciążenia, to też stosuje się bezpieczniki w formie specjalnego iskiernika z ostrzami, który zwiera iskrownik przez przeskok iskry, ochraniając go w ten sposób od uszkodzeń w wypadku powstania przepięcia. Jakkolwiek w nowszych typach napięcie iskrowników zostało podwyższone, nie stosuje się dziś bezpieczników. Iskrownik taki posiada materiał izolacyjny wytrzymały na napięcie szczytowe, a dla zabezpieczenia go odkrywa się w dogodnym miejscu część będącą pod napięciem i umieszczoną w pewnej odległości od masy. Rozwiązanie to działa w podobny sposób, jak bezpiecznik w starszym typie iskrownika.

Oprócz materiału izolacyjnego stałego, jak ebonit, masy prasowane itp., wewnętrznym izolatorem iskrownika jest także powietrze. Najważniejszą zaletą tego izolatora jest jego zdolność do regenerowania się po przebiciu. Wadą natomiast jest skłonność do jonizacji, a więc do przewodzenia elektrycznego, zwłaszcza przy zmniejszonym ciśnieniu. Znanym powszechnie zjawiskiem jest zmniejszanie się ciśnienia powietrza z wysokością. W związku z tym ustalić można pewną graniczną wysokość, przy której jonizacja w danej konstrukcji iskrownika jest tak duża, że powietrze traci własności izolacyjne. Jest to t. zw. pułap iskrownika.

Stworzenie nowego typu iskrownika przystosowanego do lotów na większych wysokościach podzieliło iskrowniki na dwa typy: na niewysokościowe i wysokościowe. Rys. 7 przedstawia krzywe zaniku iskrzenia iskrowników z wysokością. Krzywe A odnoszą się do iskrownika niewysokościowego, którego pułap wy-



Rys. 5 a, b, c. Oscylogramy przebiegu napięcia iskrownika ekranowanego nieobciążonego i obciążonego pojemnością i oporem elektrycznym [3].

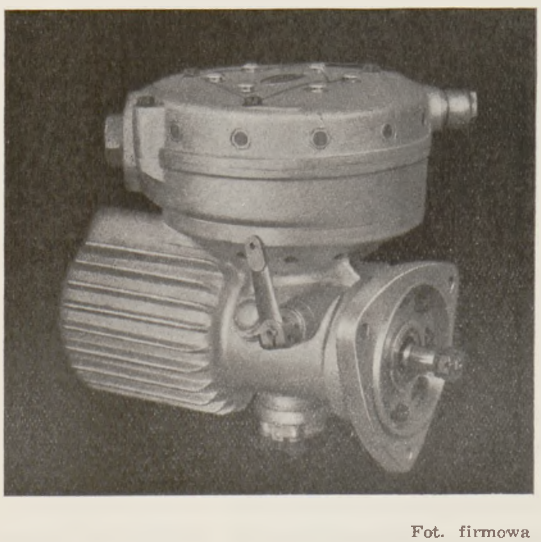


Rys. 7. Zanik iskrzenia iskrownika niewysokościowego (A) oraz wysokościowego (B) z wysokością lotu.

nosi około 5000 m, krzywe B odnoszą się do iskrownika wysokościowego o pułapie około 12000 m.

Iskrowniki niewysokościowe zastosowane są przeważnie do silników małej i średniej mocy zazwyczaj z układem zapłonowym nieekranowanym.

Iskrowniki wysokościowe wchodzą w użycie na silnikach przeznaczonych do samolotów myśliwskich i bombowych, operujących na wysokości powyżej 5000 m. Ich zadaniem jest zapewnienie dobrego zapłonu także na największej wysokości lotu, co wymaga przede wszystkim powiększenia prawie dwukrotnie wszystkich odstępów izolacji powietrznej, np. między stykami odbiorników prądu a palcem rozdzielacza, między częściami odkrytymi (bez izolacji stałej) a masą itp. Stosowanie podwójnych wymiarów izolacji powietrznej powiększa bardzo znacznie ciężar iskrownika. Firma „Scintilla" wprowadziła celem zmniejszenia jonizacji kilkakrotne, dobrze przewietrzane, równoczesne przerwy wysokiego napięcia w układzie rozdzielacz-odbiorniki prądu. Uzyskała przez to bardzo małą wagę iskrownika i jego niezawodną pracę do wysokości 15000 m. Iskrownik ten przedstawia rys. 8. Firma Bosch produkuje iskrowniki wysokościowe jako bliźniacze, które posiadają jeden obwód magnetyczny, a dwa niezależne obwody elektryczne, t. zn. dwie cewki, dwa rozdzielacze, dwa niezależne systemy przerywaczy itd. Schemat elektryczny tego iskrownika jest uwidoczniony na rys. 6, jego widok zewnętrzny na rys. 9.



Fot. firmowa

Rys. 8. Iskrownik wysokościowy KV firmy Scintilla.

Wymagania mechaniczne iskrowników

Jak już wspomniano, niezawodność pracy iskrownika jest najważniejszym zagadnieniem przy konstrukcji jego mechanicznych części. Mechaniczną wytrzymałość iskrownika można powiększyć przez:

a) zastosowanie elastycznego sprzęgła iskrownika z silnikiem;

b) wykonanie wirnika iskrownika o małym momencie bezwładności;

c) umieszczenie napędu iskrownika blisko węzła drgań wału korbowego; oraz przez

d) wykonanie wirnika wielobiegunowego, co pozwala na znaczne zmniejszenie obrotów iskrownika.

Poza tym niezawodność pracy całego układu zapłonowego powiększa się przez stosowanie dwóch niezależnych obwodów elektrycznych. Stosuje się więc na silniku dwa iskrowniki (lub jeden bliźniaczy), dwa zespoły przewodów zapłonowych oraz po dwie świece na cylinder.

Urządzenia iskrownikowe zmiany przedzwrotności zapłonu

Iskrowniki posiadają dziś urządzenia dla zmiany nominalnego kąta przedzwrotności zapłonu dla wszystkich cylindrów silnika w zależności:

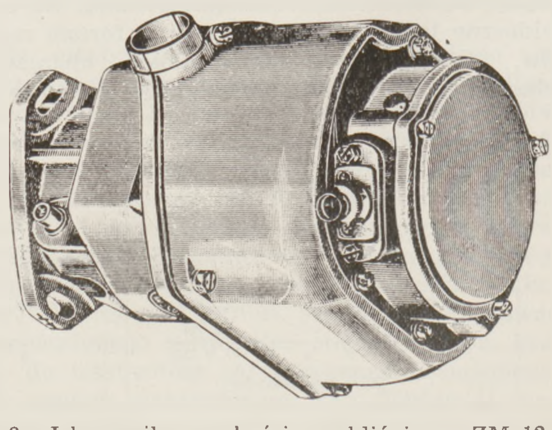
a) od obrotów;

b) składu mieszanki;

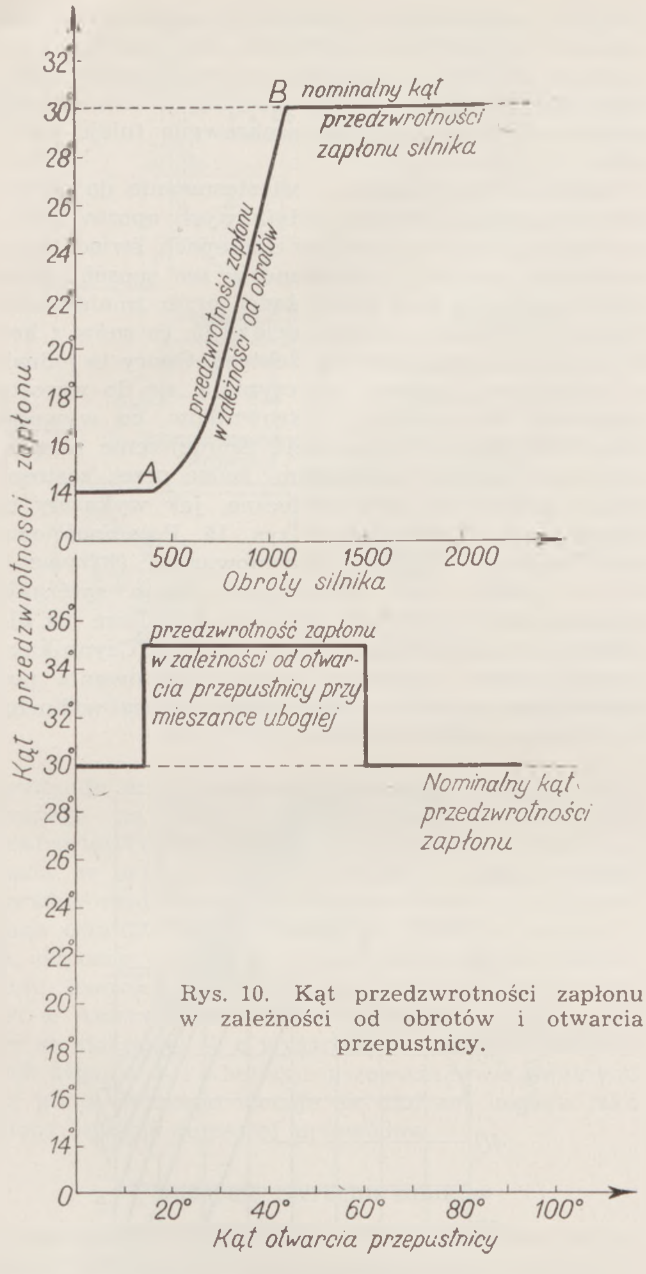
c) napełniania cylindrów (ciśnienie ładowania) oraz dla poszczególnych cylindrów w zależności od kinematyki silnika gwiaździstego.

Zakresy zmiany nominalnego kąta przedzwrotności w zależności od obrotów i kąta otwarcia przepustnicy przedstawia rys. 10.

Regulację punktu zapłonu w zależności od obrotów (przestawienie zapłonu z punktu A do B na rys. 10) wykonywa dźwignia ręcznego przestawienia zapłonu lub mechanizm zmieniający punkt zapłonu samoczynnie na zasadzie siły odśrodkowej. Powyższe urządzenia są od dawna stosowane, więc opisywać ich nie będziemy.



Rys. 9. Iskrownik wysokościowy bliźniaczy ZM 12 firmy Bosch [5].

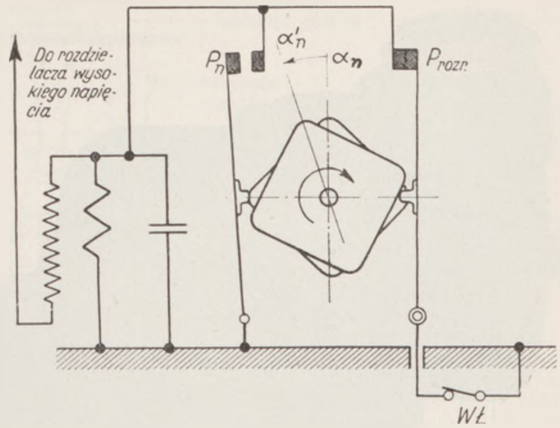


Rys. 10. Kąt przedzwrotności zapłonu w zależności od obrotów i otwarcia przepustnicy.

Od niedawna stosuje się elektryczne przestawienie zapłonu dla rozruchu silnika lub przy przelotach na ubogiej mieszance.

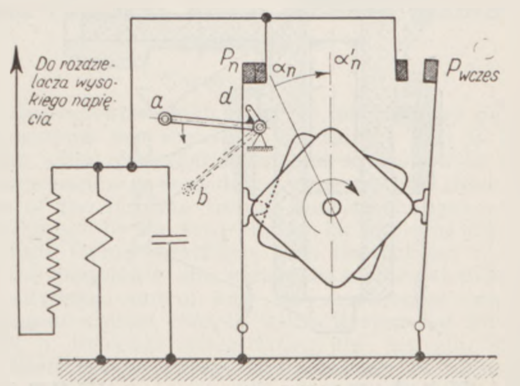
Elektryczne przestawienie zapłonu polega na zastosowaniu dodatkowego kompletu przerywającego prąd pierwotny cewki, złożonego z przerywacza i krzywki. Iskrowniki wyposażone w elektryczne przestawienie zapłonu posiadają zatem dwie krzywki i dwa przerywacze. Jeden przerywacz z krzywką ustawiony jest na nominalny kąt przedzwrotności danego silnika, drugi zaś na kąt różny od nominalnego.

Dla rozruchu dodatkowy przerywacz i krzywka są ustawione na mniejszy kąt przedzwrotności (późny zapłon). Przerywacz ten jest izolowany elektrycznie od masy, z którą połączony jest jedynie przy rozruchu za pomocą elektrycznego włącznika sterowanego przez dźwignię pilota (*Wł* na rys. 11). W ten sposób przerywacz dla nominalnego kąta przedzwrotności (wczesnego zapłonu) przy rozruchu nie pracuje, gdyż prąd cewki pierwotnej iskrownika nawet przy rozwartych stykach tego przerywacza płynie przez jeszcze zwarte styki przerywacza dodatkowego (późnego zapłonu).

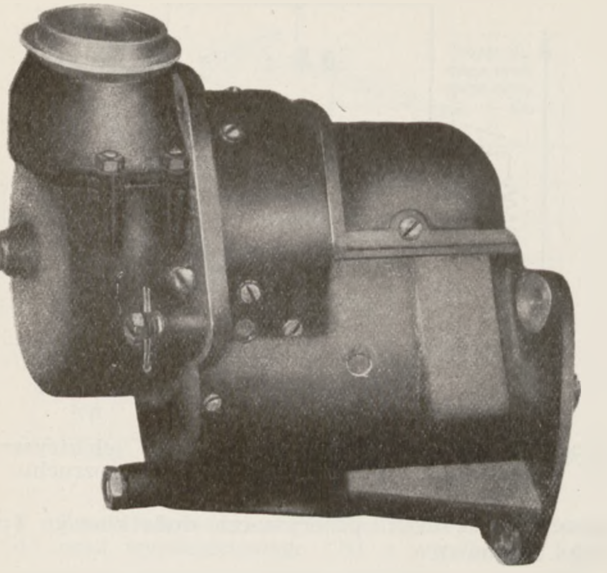


Rys. 11. Krzywki i przerywacze dla elektrycznego przestawienia punktu zapłonu przy rozruchu.

W ten sam sposób pracuje elektryczne przestawienie zapłonu przy przelotach na ubogiej mieszance. Mieszanka uboga wymaga większego kąta przedzwrotności (wczesnego zapłonu), to też dodatkowy przerywacz jest ustawiany o pewien kąt wcześniej, niż przerywacz dla nominalnej przedzwrotności zapłonu. Wobec tego, że większy kąt przedzwrotności stosować można jedynie w zakresie pracy na ubogiej mieszance, przerywacz dla nominalnego kąta przedzwrotności zostaje wyłączony z pracy mechanicznie za pomocą urządzenia przerzutowego, blokującego za pomocą dźwigni *d* (rys. 12) ten przerywacz przy pracy na ubogiej mieszance. Gdy dźwignia *d* znajduje się w położeniu *a*, przerywacz nominalnego kąta przedzwrotności zapłonu spełnia swe zadanie, przerywając prąd pierwotny. Jakkolwiek przerywacz wczesnego zapłonu pracuje także, jednak w znaczeniu elektrycznym nie wywiera żadnego wpływu na punkt zapłonu, gdyż dla ostatecznego przerwania prądu miarodajny jest przerywacz przerywający później. Kąt przedzwrotności zapłonu iskrownika równa się zatem nominalnemu kątowi przedzwrotności silnika. Gdy dźwignia *d* znajduje się w położeniu *b*, przerywacz dla nominalnego kąta zostaje zablokowany tak, że pracuje jedynie w znaczeniu mechanicznym i elektrycznym przerywacz wczesnego zapłonu. Kąt przedzwrotności ulega w tym wypadku powiększeniu o różnicę kątów obu przerywaczy.



Rys. 12. Krzywki i przerywacze dla elektrycznego przestawienia punktu zapłonu przy pomocy mechanicznego urządzenia blokującego jeden z przerywaczy przy pracy silnika na ubogiej mieszance.



Fot. firmowa

Rys. 13. Iskrownik P firmy RB o oddzielnym przestawianiu punktu zapłonu na każdy cylinder, z jedną krzywką i z dwoma przerywaczami.

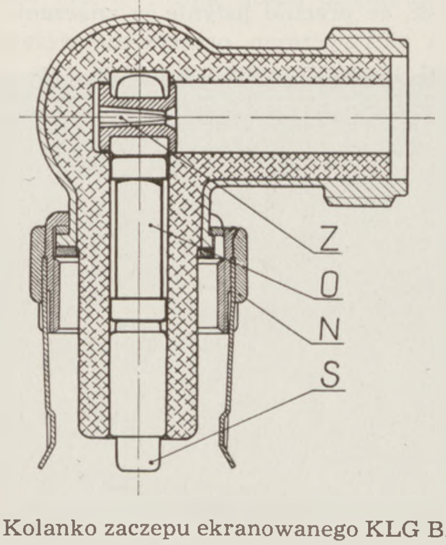
Iskrownik, który posiada ustawienie punktu zapłonu oddzielnie na każdy cylinder, przedstawia rys. 13. Rozwiązano to przez zastosowanie krzywki o tylu garbach, ile jest cylindrów w jednej gwieździe.

Świece

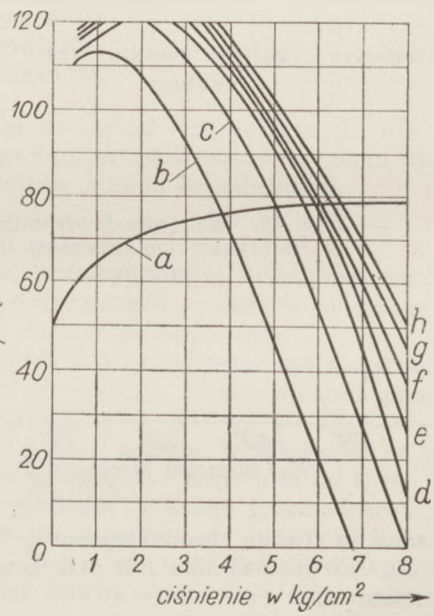
Wobec coraz większego wyzyskania silników lotniczych przez zwiększenie ciśnienia ładowania i stopnia sprężania oraz stosowanie paliw zawierających czteroetylek ołowiu, obciążenie cieplne i mechaniczne świec wzrosło tak znacznie, że stanowią one dzisiaj pewnego rodzaju granicę dalszego powiększania mocy silników z jednostki objętości skokowej. Przystosowanie świec do silników nowoczesnych przedstawia więc duże trudności konstrukcyjne i materiałowe. Wykonanie elektrod bocznych w postaci igieł ułatwia przystosowanie świec do szeregu silników o różnych obciążeniach cieplnych. Jednakże jest to tylko możliwe przy zastosowaniu materiałów szlachetnych, odpornych na wysokie temperatury, np. platyna, iryd.

Innym sposobem usunięcia wymienionych trudności jest chłodzenie świec specjalnym strumieniem powietrza skierowanym na ożebrowane tuleje świecowe.

Reklamowaną nowością jest stosowanie do obwodów wysokiego napięcia dodatkowych oporów elektrycznych, umieszczonych w zaczepach świec ekranowanych, rys. 14. Stosowane w ten sposób opory przedłużać mają czas pracy świec przez zmniejszenie prądu rozładowania pojemnościowego, co znów z kolei zmniejsza wypalanie się elektrod. Opory te jednak w poważnym stopniu przyczyniają się do wzrostu obciążenia elektrycznego iskrowników, co wywołać może uszkodzenia ich izolacji. Zmniejszenie natężenia prądu między elektrodami świec przez zastosowanie oporów nie jest konieczne, jak wykazały to pomiary wg. H. E. Gray'a, rys. 15. Pojemnościowy prąd świecy w układzie ekranowanym (krzywe b do h) posiada dla normalnych ciśnień sprężania (w granicach 7 ÷ 9 kg/cm²) wartości niższe niż dla układu nieekranowanego (krzywa a). Czynnikiem zmniejszającym natężenie prądu rozładowania pojemnościowego jest wzrost ciśnienia przy wybuchu w komorze spalania silnika.



Rys. 14. Kolanko zaczepu ekranowanego KLG B. R. 90 [6].
O — opornik 1000 Ω,
Z — zaczep żyły przewodu zapłonowego,
N — nakrętka zaczepu,
S — styk sprężynujący.



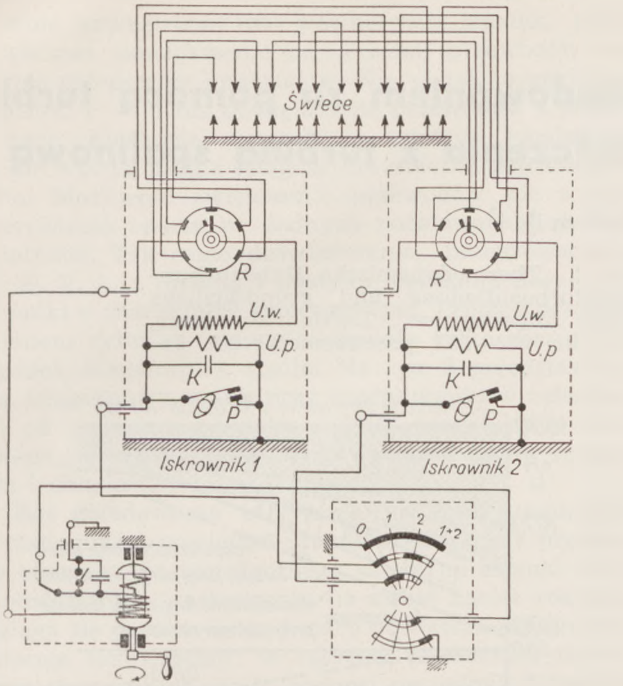
Rys. 15. Wielkość prądu między elektrodami świecy dla różnych długości przewodów zapłonowych ekranowanych [7]:

a — przewód nieekranowany,
b do h przewody ekranowane o następujących długościach:

b	c	d	e	f	g	h
203	193	183	168	137	107	93 mm.

Przewody zapłonowe

Wpływy atmosferyczne, wilgoć, zmiany temperatury podczas pracy silnika i postoju, działanie paliwa i smarów jest przyczyną szybkiego starzenia dotychczas stosowanych materiałów izolacyjnych. Zaekranowanie przewodów zapłonowych, zwłaszcza umieszczenie w wspólnych sztywnych osłonach metalowych przyczynia się również do szybkiego zniszczenia izolacji z powodu występowania wyładowań świetlnych dookoła przewodów, t. zwanego ulotu. Zjawisko to



Rys. 16. Schemat elektryczny układu zapłonowego z iskrownikiem rozruchowym.

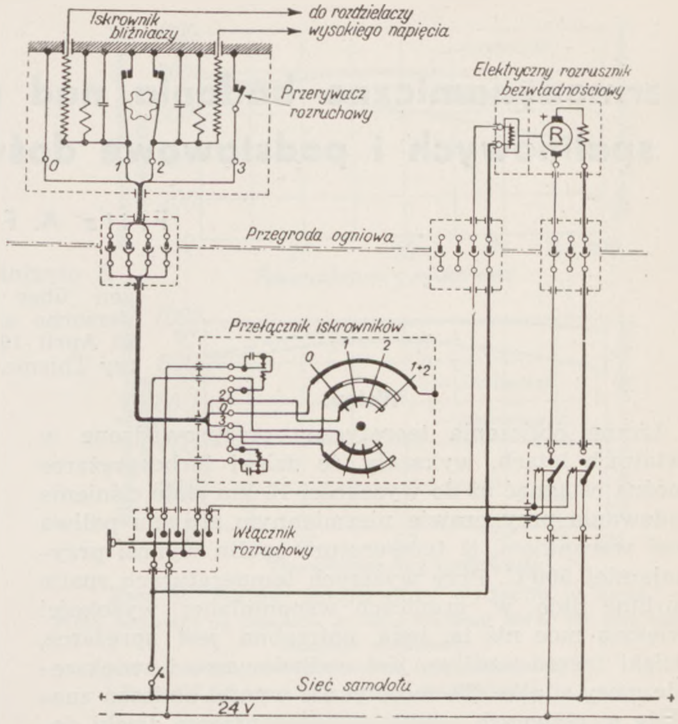
występuje w miejscach przekroczenia napięcia krytycznego na skutek niekorzystnego układu pola elektrostatycznego podczas impulsów wysokiego napięcia w wtórnym obwodzie układu zapłonowego (cewki—rozdzielacze—przewody—świeca). Opracowano ostatnio nowe syntetyczne materiały izolacyjne, odporne na kwasy i ozon, występujące podczas ulotu. Szeroko stosowanym do tego celu materiałem jest w Ameryce neopren — sześciokrotnie odporniejszy na starzenie, — o wyższych własnościach tłumiących drgania — i o lepszym przewodnictwie cieplnym niż guma. Neopren stosuje się zamiast lakieru jako osłony izolacji gumowej przewodów.

Urządzenie rozruchu silników

Stosowany dotychczas iskrownik rozruchowy wprawiany w ruch ręcznie (oprócz skoczka) wychodzi stopniowo z użycia. Schemat elektryczny układu zapłonowego z iskrownikiem rozruchowym podaje rys. 16. Celem zmniejszenia ilości manipulacji pilota oraz osób obsługi podczas rozruchu silników stosowana jest obecnie jedna rączka rozruchowa, wprawiająca w ruch jednocześnie elektryczny rozrusznik bezwładnościowy oraz urządzenie brzęczykowe, zasilające prądem niskiego napięcia cewki obu iskrowników silnika (lub jednego iskrownika bliźniaczego) rys. 17. Zmniejsza się w ten sposób znacznie ilość przewodów instalacji zapłonowej oraz ułatwia się w znacznej mierze obsługę silników.

Zakończenie

Należy stwierdzić, że rozwój instalacji zapłonowych odgrywa dużą rolę w dalszym postępie lotnictwa. Ostatnio coraz bardziej utwierdza się przekonanie, że instalacja zapłonowa jest tym czułym elementem silnika, który decyduje niemal o wyczynach nowoczesnego samolotu. Dobór więc właściwej instalacji zapłonowej do danego silnika jest zagadnieniem ważnym i powinien być wykonywany przez specjalistów na podstawie badań i prób przeprowadzanych w odpowiednio wyposażonych laboratoriach.



Rys. 17. Schemat elektryczny połączeń zapłonowych i rozruchowych przy zastosowaniu iskrownika bliźniaczego i rozrusznika bezwładnościowego [5].

LITERATURA

[1] Seiler E., Dr-Ing., Die elektrische Zündung, Licht und Anlasser der Kraftfahrzeuge, 1934.

[2] Kleiber-Lippart-Heinrich, Die elektrische Ausrüstung d. Kraftfahrzeuges, Die Zündung, 1935.

[3] H. Viehmann, Zündzeitpunktverschiebung u. Zündspannungsverlauf an Verbrennungsmotoren. A. T. Z., 1933, str. 426—430.

[4] Engine Timing vs Knocking, Autom.-Ind. 1938, No 12, str. 344.

[5] Katalog firmy R. Bosch G. m. b. H., Stuttgart. Zwillings-Zündmagnet für Flugmotoren, 1937.

[6] A New Way of Reducing Point-Burning of Spark-Plugs, F. R. F. Ramsay, The Aeroplane, 1938, No 1419.

[7] Radio-schielding on Air Transports, H. E. Gray, SAE Journal, Vol. 41, 1937, str. 527—544.

Some remarks about modern ignition systems

Summary

The requirements which must be satisfied by modern ignition systems are steadily increasing. This is especially true when cooperation of this system with other engine accessories is considered. The author shows the influence of the ignition timing and its changes on the power developed by the aero-engine. He explains also why high altitude flying interferes with the correct functioning of the magnetos and considers electrical means of ignition advance control and the mechanical requirements magnetos must comply with. Because of the specific b. h. p. increase necessitating the introduction of fuels of high octane values the selection of high-duty spark plugs is connected with continually increasing difficulties. The author does not favour introducing of electrical resistances in shielded spark plugs terminals. The last sections of the paper deal with ignition wires and modern starting installations.

Termodynamiczne badania nad doładowaniem za pomocą turbin spalinowych i podstawowe doświadczenia z turbiną spalinową

Fritz A. F. Schmidt

Z oryginału p. t. „Thermodynamische Untersuchungen über Abgasturboaufladung und grundsätzliche Versuche an einer Abgasturbine", Luftfahrtforschung, 20 April 1937 r., str. 233—237, przetłumaczył inż. Jerzy Thieme.

Wstęp.

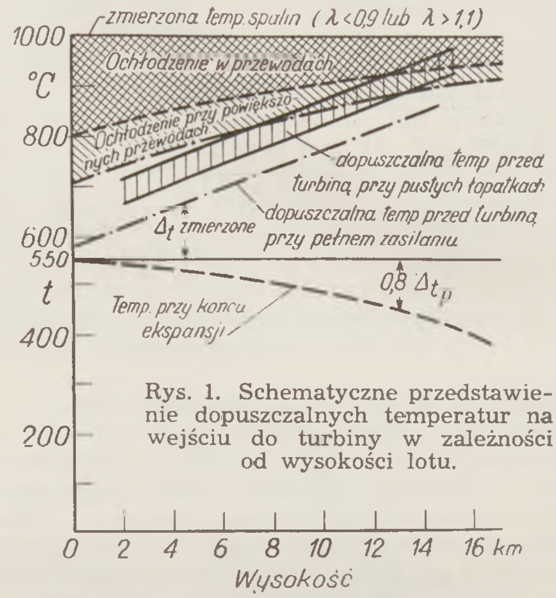
Liczne obliczenia teoretyczne przeprowadzone w ostatnich latach, wykazały, że dzięki turbosprężarce można osiągnąć aż do wysokości 12 km stałe ciśnienie ładowania przy prawie niezmiennym zużyciu paliwa pod warunkiem, iż temperatura spalin wynosi przynajmniej 500°C. Przy wyższych temperaturach spalin turbina daje w granicach wspomnianej wysokości większą moc niż ta, jaka potrzebna jest sprężarce, dzięki czemu możliwe jest nadładowanie i zwiększenie mocy silnika. Te teoretyczne wyniki obliczeń znalazły w głównych punktach potwierdzenie dzięki doświadczeniom, przeprowadzonym w D. V. L. i innych miejscach.

1. Dopuszczalna temperatura na wejściu do turbosprężarki.

Podczas gdy w silnikach Diesel'a zarówno 2-u jak 4-o taktowych temperatury dochodzą do 600° tylko przy dużym obciążeniu, w silnikach wybuchowych temperatura wydechu leży między 950° i 1150° tak, że wynikające stąd temperatury łopatek nie dadzą się praktycznie opanować w zakresie znanych i używanych materiałów konstrukcyjnych. Dlatego obok prac, mających na celu ulepszenie materiałów, należy badać możliwości chłodzenia poszczególnych części i spalin, aby w ten sposób dać podstawy do budowy niezawodnych w ruchu turbin.

Rys. 1 przedstawia schematycznie zmiany temperatury od silnika aż do wejścia na wirnik turbiny w zależności od wysokości lotu.

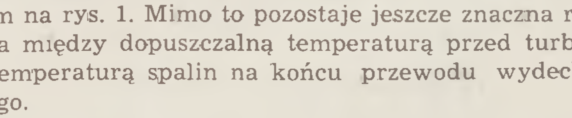
Przy założeniu dopuszczalnej temperatury łopatek w wysokości 550° naniesiona jest temperatura gazu przy wyjściu z dyszy, ustalona na podstawie założenia, iż prawie 80% energii kinetycznej szybkości względnej w kierunku łopatek zostanie w warstwie granicznej zamienione z powrotem na ciepło. Ta temperatura jest zatem niższa od temperatury łopatek. Dopuszczalna temperatura przed turbiną jest jeszcze wyższa niż temperatura początkowa, która odpowiada wspomnianej temperaturze wyjściowej z dyszy, gdyż na skutek oddawania przy przepływie gazu ciepła ściankom, z łopatki do jej podstawy itd. wytwarza się jeszcze większa różnica temperatur między łopatką a spalinami w przewodzie wydechowym. Dla przykładu na rys. 1 pokazano różnicę temperatur na wysokości 4,5 km. Przyjęto temperaturę spalin równą 1000°; to założenie odpowiada zarówno zubożeniu mieszanki w locie podróżnym jak i wzbogaceniu przy pełnym obciążeniu. Przy tym przyjmuje się, że wzbogacenie, które już częściowo jest przewidziane w silniku z wtryskiem, następuje przy pewnym określonym obciążeniu bezpośrednio od nadmiaru do braku powietrza. Dla zmierzenia ochłodzenia spalin w przewodach przeprowadzono w locie specjalne badania, których wyniki odpowiadają wartościom naniesionym na rys. 1. Mimo to pozostaje jeszcze znaczna różnica między dopuszczalną temperaturą przed turbiną a temperaturą spalin na końcu przewodu wydechowego.



Rys. 1. Schematyczne przedstawienie dopuszczalnych temperatur na wejściu do turbiny w zależności od wysokości lotu.

2. Praktyczne możliwości obniżenia temperatury spalin w silnikach wybuchowych z turbosprężarką.

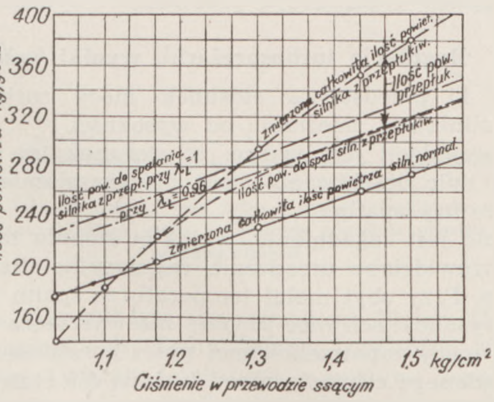
Wyrównanie różnicy między temperaturą spalin a dopuszczalną temperaturą wlotową przed turbina w silnikach wybuchowych może być uskutecznione różnymi sposobami: przez chłodzenie części np. chło-



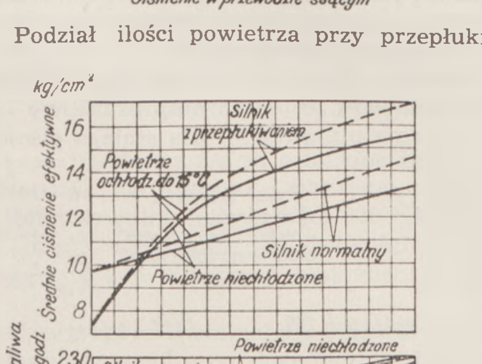
Rys. 2. Temperatury spalin silnika wybuchowego z przepłukiwaniem i bez.

dzenie zewnętrzne lub wewnętrzne łopatek, przez częściowe powiększenie powierzchni przewodów lub przez polepszenie materiałów. Np. — jak to pokazano na rys. 1 — przez powiększenie przewodów i jednoczesne chłodzenie wewnętrzne pustych łopatek od 6 km wzwyż można osiągnąć dostateczną pewność ruchu. Możliwość zwiększenia przewodów nie została dotychczas oparta na żadnych podstawach doświadczalnych. Tak samo doświadczenia, przeprowadzane w D. V. L. z turbiną z pustymi łopatkami dały tylko wyniki o charakterze tymczasowym. Próba z przepłukaniem cylindra powietrzem dała tylko nieznaczny spadek temperatury spalin. Na rys. 2 przedstawione są temperatury spalin przy przepłukaniu w zależności od nadmiaru powietrza, gdzie przepłukanie uzyskane jest dzięki zachodzeniu na siebie kątów rozrządu i doładowaniu.

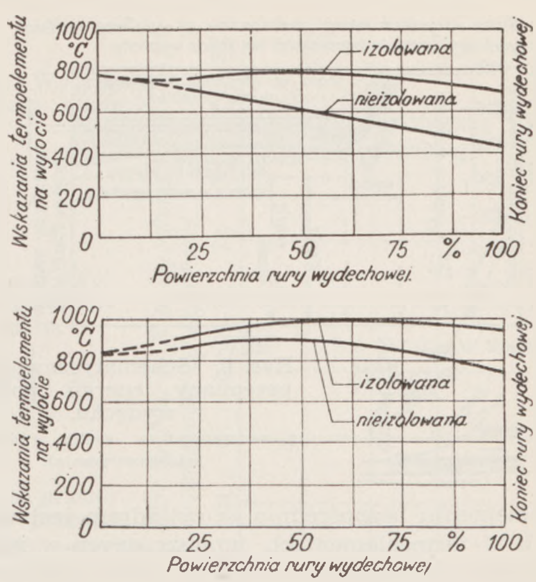
Bez doładowania otrzymuje się przy nadmiarze i niedomiarze powietrza prawie symetryczny przebieg w stosunku do teoretycznego składu mieszanki. Przy doładowaniu i zachodzeniu na siebie kątów rozrządu osiąga się w zakresie nadmiaru powietrza znaczne obniżenie temperatury; w zakresie niedomiaru powietrza temperatura spalin podnosi się jednak z powodu późniejszego spalania przez napływające po tym powietrze. Wielkości są nieco niższe niż przy silniku wielocylindrowym, gdyż występuje zjawisko stosunkowo silniejszego odpływu ciepła. W pierwszym rzędzie jednak zachodzenie na siebie kątów rozrządu ma za skutek wzrost mocy silnika, gdyż przy niskim doładowaniu mało powietrza przepływa przez cylinder i głównie osiąga się poprawienie napełnienia przez opróżnienie całego cylindra.



Rys. 3. Podział ilości powietrza przy przepłukiwaniu.



Rys. 4. Średnie ciśnienie efektywne i jednostkowe zużycie paliwa z przepłukiwaniem i bez.



Rys. 5. Pomiar temperatury wydechu w locie.

Próby wykonano na samolocie Ju 52 z silnikami BMW 132 przy następujących warunkach:

Ne ≅ 190 KM ; n = 1100 obr/min (silne zdławienie)

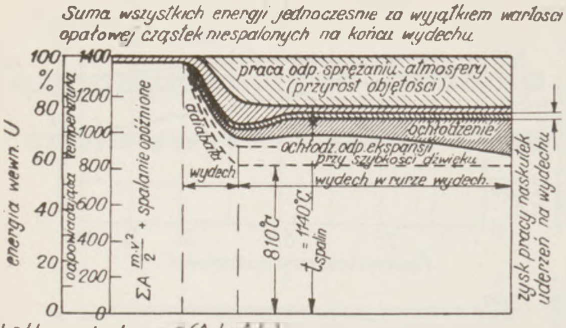
Ne ≅ 617 KM ; n = 1600 obr/min (lot podróżny)

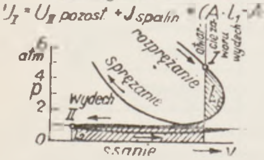
Z rys. 3 widać, że przy doładowaniu 1,25 at. prawie ¾ dodatkowej ilości powietrza w stosunku do normalnego ładowania pozostaje w cylindrze i tylko ¼ przechodzi przez silnik. To większe napełnienie powoduje podwyższenie średnich ciśnień o ponad 2 at., przy czym jednostkowe zużycie paliwa przy uwzględnieniu mocy sprężarki nie podnosi się w stosunku do normalnie doładowanego silnika. W związku z tym przepłukanie może być uważane tylko jako częściowa możliwość poprawienia warunków pracy turbiny.

Pomiary ochłodzenia spalin w przewodach, które wzięte były za podstawę przy sporządzaniu rys. 1 były przeprowadzone na płatowcu Ju 52 z silnikiem B. M. W. 132.

Temperatury były mierzone zwykłymi osłoniętymi od promieniowania termoelementami, wypadły zatem zbyt niskie. Dla pomiarów jednak znajomość ścisłych temperatur była mniej ważna, gdyż chodziło bardziej o ustalenie różnicy temperatur przy izolowanych i nieizolowanych przewodach, aby ustalić w przybliżeniu działanie chłodzące prądu powietrza.

Rys. 5 wykazuje, że przy locie podróżnym przy nieizolowanych przewodach wydechowych temperatura na końcu przewodu jest niższa o 200° niż przy przewodach izolowanych. Przy obciążeniu mniejszym ochłodzenie jest jeszcze większe. Temperatura zmierzona w połowie rury wydechowej jest wyższa niż bezpośrednio przy cylindrze. To zjawisko, które obserwowane było też często na stoisku, może być częściowo wytłumaczone opóźnionym spalaniem lub przemianą dużej energii kinetycznej spalin na skutek wirów w rurze wydechowej; zależy jednak w dużej mierze od ukształtowania przekrojów wylotowych i rury wydechowej. Przede wszystkim wg Bangertera wskazania termoelementu dla temperatury wydechowej są za niskie wobec średniej z temperatur, panujących w badanym przekroju. Różnica jest mniejsza gdy spaliny z większej ilości cylindrów są prowadzone razem, przy czym różnica ta maleje ze wzrastającą liczbą cylindrów. Wobec tego, że błąd wskazań





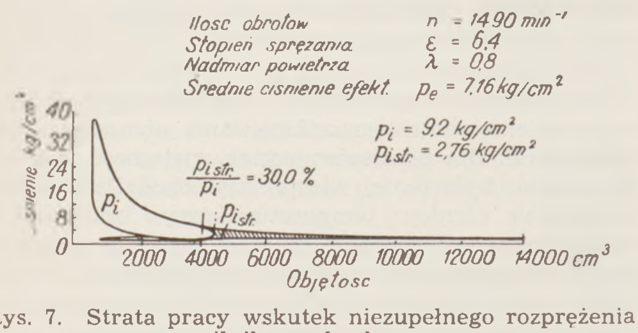
Rys. 6. Schematyczny obraz przemiany energii podczas wydechu.
t_a = temperatura spalin (mierzona kalorymetrycznie).

termoelementu bezpośrednio za cylindrem jest większy niż w termoelementach, umieszczonych w innych miejscach, wzrost temperatury jest pozorny.*)

3. Przemiana energii podczas okresu wydechu.

Na rys. 6 przedstawiono schematycznie zamianę energii podczas okresu wydechu na podstawie wyników badań i dokładnego rachunkowego przeliczenia badania na 1-o cylindrówce.

Jako odciętą przyjęto drogę spalin od cylindra po przez organ wylotowy (zawór) i przez przewód wydechowy. Niektóre części wypływającego gazu rozprężają się do przeciwciśnienia, ochładzają się przy tym częściowo adiabatycznie odpowiednio do panującego stosunku ciśnień i częściowo osiągają bardzo dużą szybkość. Już podczas przepływu przez zawór i przeważnie w pierwszej części rury wydechowej następuje, podobnie jak przy dławieniu, na skutek zwirowania, zamiana energii kinetycznej na ciepło.



Rys. 7. Strata pracy wskutek niezupełnego rozprężenia w silniku wybuchowym.

Jednocześnie jednak występuje na skutek dużych szybkości intensywne przenikanie i przepływ ciepła tak, że w żadnym miejscu nie można osiągnąć zmierzonej kalorymetrycznie temperatury spalin, gdyż tam gdzie nastąpiła zamiana energii kinetycznej, już znaczna część ciepła stracona jest dzięki chłodzeniu. Poza tym podczas wydechu, szczególnie przy wąskich przewodach rurowych, występuje zjawisko fali ciśnień w rurze wydechowej. Ta fala ciśnień odpowiada jeszcze jednej części energii, która istnieje na końcu suwu rozprężania i podczas wypływu zamieniona jest na szybkość. Ta energia i część energii strumienia mogą być jeszcze zużyte w turbinie spalinowej. Wielkość sumy energii będącej do dyspozycji, jest przedstawiona dla silnika wybuchowego na rys. 7 i dla Diesel'a na rys. 8.

4. Wykorzystanie energii kinetycznej i pulsacji spalin.

Badania nad ustaleniem odzyskanej energii były przeprowadzone w D. V. L. i wykazały, że tylko znikoma część tej energii jest w praktyce zużytkowana. Przy badaniu turbin, które odpowiadały wysokości lotu 5 km, pomierzono wzrost mocy turbiny o 6% (rys. 9 i rys. 10).

Wybrany sposób przedstawienia, biorący pod uwagę sprawność ustaloną dla obu wypadków z pomiarów manometrami o dużej bezwładności ma pokazywać tylko wielkości zyskanej mocy; w istocie chodzi nie o polepszenie sprawności — na które tylko pozornie wskazują odczyty manometrów — lecz o doprowadzenie do turbiny dodatkowej energii, która nawet przypuszczalnie gorzej będzie w turbinie wyzyskana. Dodatkowe wyzyskanie energii strumienia spalin, powodującej normalnie ogrzanie spalin na skutek zwirowania, pociąga za sobą nieznaczne jedynie zmniejszenie obciążenia cieplnego. Dodatkowo zyskana ilość energii odpowiada tylko 5 do 6% teoretycznej straty pracy na skutek niezupełnego rozprężenia (rys. 7 i rys. 8). Przewody spalin muszą być przy tym tak obliczone, aby wydechy poszczególnych cylindrów nie przeszkadzały sobie wzajemnie. Dla zbadania zachodzących zjawisk przewody wydechowe były w wielu miejscach indykowane tak, że można było ustalić szybkość postępową fal ciśnienia i wyciągnąć wnioski co do właściwego wyboru długości i przekroju przewodów wydechowych.

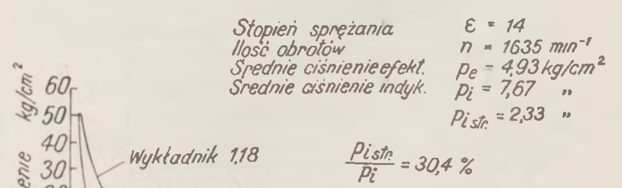
5. Regulacja turbosprężarki, wyniki badań.

Rys. 11 przedstawia stosunek mocy turbiny do mocy silnika w zależności od wysokości.

Dla regulacji jest ważne, że stosunek ten — jak można było oczekiwać — jest prawie niezależny od temperatury spalin.

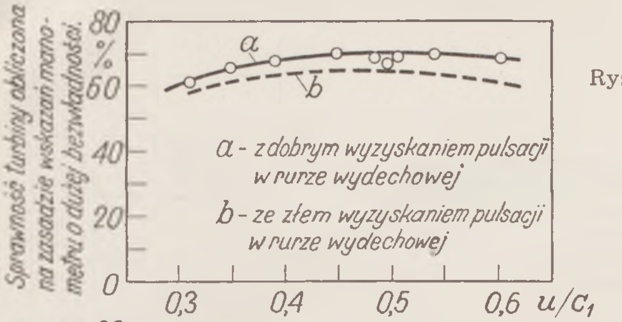
Ważne jest zagadnienie, w jakim stopniu powinny być przewidziane urządzenia regulacyjne dla pracy w locie. Przy zbyt małej temperaturze spalin na dużych wysokościach moc turbiny nie wystarcza na pokrycie mocy zapotrzebowanej przez sprężarkę. Wielkość żądanego ciśnienia przed turbiną dla stałego ciśnienia ładowania jest przedstawiona na rys. 12 na zasadzie rachunku teoretycznego.

Dla zbadania zależności regulacyjnych w praktyce D. V. L. zbudował zespół turbosprężarkowy — zdatny do pracy na płatowcu — dla stałego ciśnienia ła-

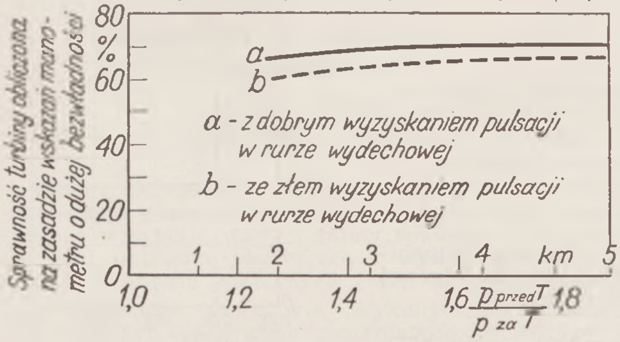


Rys. 8. Strata pracy wskutek niezupełnego rozprężenia w silniku Diesela.

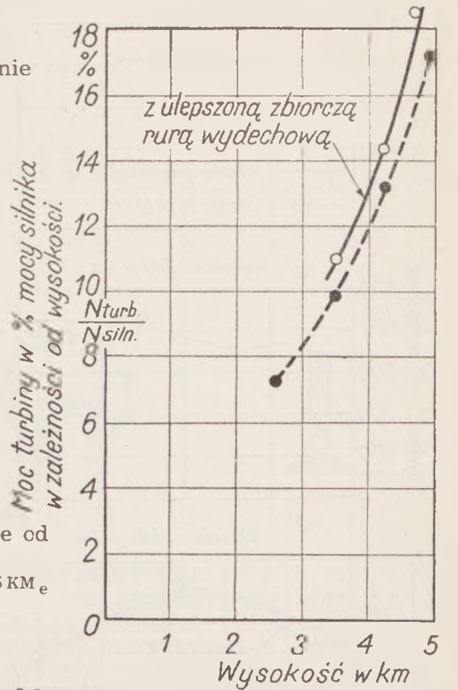
*) W istocie rzeczy zatem mamy do czynienia nie ze wzrostem temperatury, a ze stopniowym zbliżaniem się wielkości temperatury odczytanej do średniej z temperatur, rzeczywiście w danym przekroju panujących (przyp. red.).



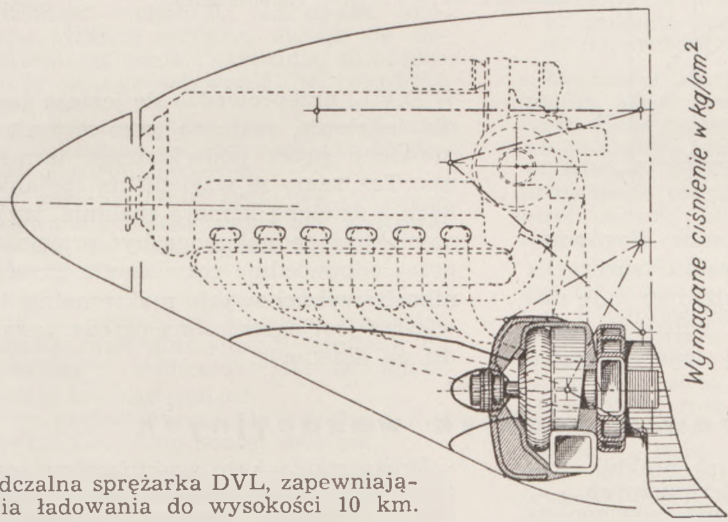
Rys. 9 (na lewo). Wyzyskanie energii strumienia spalin.



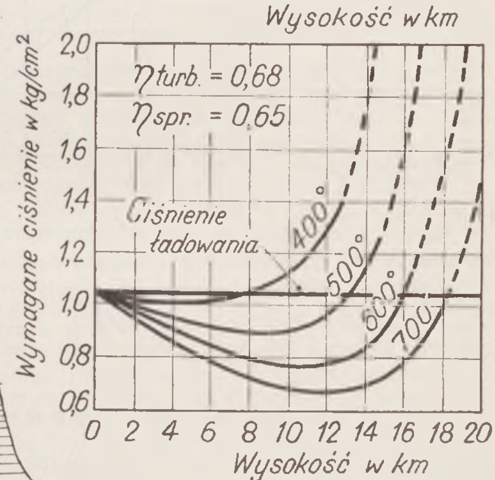
Rys. 10 (na lewo). Wyzyskanie energii strumienia spalin $\left[\frac{u}{c_1} = 0{,}49\right]$



Rys. 11 (górny na prawo) Moc turbiny w procentach mocy silnika zależnie od wysokości.
$n_{siln} \cong 1600$ obr/min ; $N_{siln} \cong 475$ KM$_e$ $p_e \cong 4{,}95$ kg/cm²) ; temperatura spalin $\cong 500^0$C.



Rys. 13. Doświadczalna sprężarka DVL, zapewniająca stałość ciśnienia ładowania do wysokości 10 km. (3 wirniki różnych firm, z tego jeden o pustych łopatkach, sprężarka Demag, chłodnica spalin i chłodnica powietrza przedstawione schematycznie).



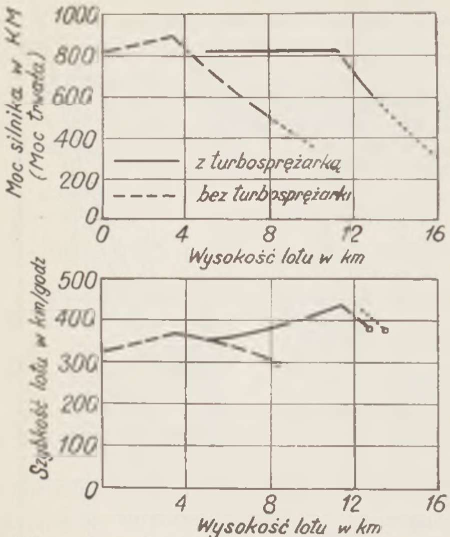
Rys. 12 (pod rys. 11). Wymagane ciśnienie przed turbiną dla umożliwienia ładowania z jednakowym ciśnieniem w zależności od wysokości dla różnych temperatur spalin przed turbiną.

dowania, odpowiadającego wysokości 10 km. Czynna część sprężarki jest firmy Demag; trzy różne wirniki turbinowe (wirnik Lorenzena z pustymi łopatkami i 2 wirniki różnych firm z pełnymi łopatkami) były sprzęgnięte ze sprężarką za pomocą zazębienia Hirtha i zostały przystosowane do lotu. Wielkość i instalacja zespołu na płatowcu są przedstawione na rys. 13.

Na rys. 14 uwidocznione są osiągalne moce silnika przy połączeniu tego zespołu z silnikiem szeregowym przy założeniu trwałej mocy silnika 820 KM przy ziemi przy czym wrysowane są szybkości lotu przy wbudowaniu w 2-u silnikowy płatowiec komunikacyjny.

Powyżej wysokości nominalnej pojawia się możliwość — przy przewidzeniu dostatecznie dużych wymiarów sprężarki i przy wzroście obrotów silnika aż do najwyższych dopuszczalnych w locie podróżnym (przy śmigle nastawnym) — poprawienia szybkości lotu i wysokości maksymalnej przy zachowaniu ilości stopni sprężarki. Na dużych wysokościach konieczna jest regulacja dysz, gdyż przy mocy dławionej temperatura spalin i ciśnienie przed turbiną stają się tak niskie (rys. 15), że obroty zespołu turbina-sprężarka spadłyby, powodując zatrzymanie silnika.

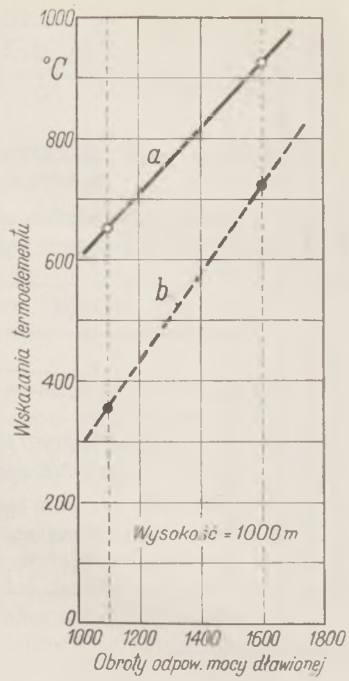
Dotychczasowe doświadczenia, przeprowadzone z doświadczalną turbiną D. V. L. wykonaną dla wysokości 10 km wykazały, że przy normalnej pracy silnika przy dobrym u/c, sprawność turbiny na wysokości 2 km jest mniejsza już o 7% niż na 5 km. Sprawności turbiny na wysokości 5 km przy pracy, odpowiadającej krzywej dławionej silnika uwidacznia rys. 16. Przypuszczalnie będzie celowe włączać turbinę dopiero na wysokości od 4 do 5 km, gdyż przy niższych wysokościach opanowanie temperatur może sprawić trudności i ponadto przy przekroczeniu krytycznego spadku ciśnienia może zajść potrzeba specjalnej regulacji. W związku z zagadnieniem regulacji powinno być też rozważone zagadnienie ochłodzenia sprężonego powietrza przed silnikiem. Rozważania teoretyczne wykazały, że w silniku Diesela chłodzenie sprężonego powietrza powinno być możliwie najmniejsze, gdyż doładowanie połączone z mniejszą intensywnością chłodzenia powietrzem za-



Rys. 14 (na lewo). Silnik wybuchowy z turbosprężarką i bez; moc silnika (wyżej) i szybkość lotu (niżej); samolot komunikacyjny 2-silnikowy.

——— z turbosprężarką

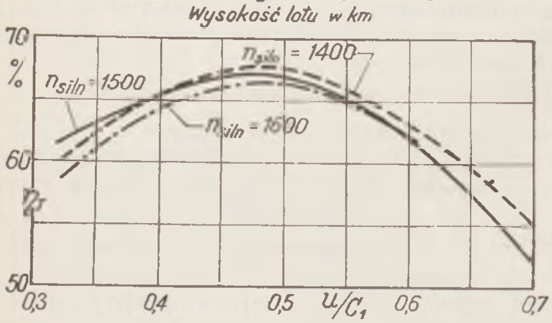
— — — bez turbosprężarki



Rys. 15 (na prawo). Temperatury przy końcu rury wydechowej (samolot Ju 52 z silnikami BMW 132).

a) temperatura przy izolowanej rurze wydechowej.

b) temperatura przy nieizolowanej rurze wydechowej.



Rys. 16 (na lewo). Sprawność turbiny przy pracy silnika według krzywej mocy dławionej.

Wysokość ≅ 5 km; $\frac{u}{c_1} = 0{,}49$; (turbina BBC).

pewnia duże korzyści ze względu na moc. Wyrównanie skutków zmniejszenia doładowania sprężarką zwiększeniem stopnia sprężania w cylindrze daje daleko idące zmniejszenie wielkości chłodnicy przy prawie takim samym ciężarze jednostkowym.

W D.V.L. przeprowadza się jeszcze dotychczas badania dla ustalenia, jakie są granice tych możliwości postawione przez podwyższenie termicznego obciążenia. Tak samo ze względu na spalanie mogą w silnikach z dzieloną komorą spalania, wyjść na jaw trudności, które jednak mogą być przypuszczalnie usunięte przez odpowiednie rozwiązanie konstrukcyjne. W silnikach wybuchowych maksymalna temperatura powietrza jest ograniczona przede wszystkim ze względu na detonację.

W sprawie praktyk wakacyjnych

Zbliżają się wakacje, a z nimi okres praktyk studentów politechnik i uczniów szkół technicznych.

Przypomnijmy zatem, co na ten temat mówiono na zebraniach dyskusyjnych Z. P. I. L. poświęconych sprawie reformy studiów lotniczych:

1. Należyte zorganizowanie praktyk wakacyjnych jest tym fragmentem reformy studiów, który nie wymaga nowych kredytów, ludzi, ani skomplikowanych programów. Wystarczy zrozumienie i dobra wola inżynierów stojących na kierowniczych stanowiskach.

2. „Grzechem głównym" przemysłu w stosunku do praktykantów jest brak należytej opieki.

3. Program praktyk nie uwzględnia potrzeb specjalizacji, szczególnie w stosunku do przyszłych ruchowców i warsztatowców, którzy powinni wynieść z fabryki oprócz korzyści ściśle technicznych również minimalne chociażby pojęcie o organizacji produkcji i sprawach robotniczych.

Przy obecnym wybitnie „produkcyjnym" nastawieniu przemysłu, sprawy te nabierają specjalnej wagi.

Niewątpliwie zapewnienie praktykantom opieki i stworzenie odpowiednich warunków pracy i nauki wymaga pewnych wysiłków ze strony fabryki, ale nie zmarnują się one w zrozumieniu ogólno-społecznym, a także z punktu widzenia każdego zakładu z osobna, który wychowuje sobie w ten sposób ludzi.

Zastanówmy się teraz konkretnie, jak wygląda i jak powinien wyglądać dzień pracy praktykanta.

Są tu dwie zasady, zupełnie krańcowe: według pierwszej, „oszczędnościowej", nie wolno praktykantowi dotknąć żadnej roboty, bo zepsuje materiał czy narzędzie; wolno mu tylko przyglądać się, jak inni pracują. Prowadzi to do demoralizacji i rozleniwienia przyglądającego się.

Druga szkoła każe praktykantowi pracować na równi z innymi. Czasem nawet oczekuje się od niego dojścia w pewnych operacjach do takiej wprawy, aby po paru tygodniach stał się pełnowartościową siłą roboczą. Metoda ta, o całe niebo przewyższająca pierwszą, ma jednak tę złą stronę, że po kilku tygodniach czy nawet miesiącach praktyki student opuszcza fabrykę, poznawszy zaledwie parę drobnych fragmentów jej pracy.

Ideałem powinno być, moim zdaniem, podzielenie całkowitego czasu w pewnym stosunku (może pół na pół) między taką właśnie konkretną pracę, wybraną celowo z uwzględnieniem specjalizacji, i „zwiedzanie" fabryki, oczywiście z dobrym przewodnikiem.

Czas jednego czy kilku przewodników kosztuje, ale korzyści są niewspółmiernie większe.

W rozwinięciu punktu trzeciego o dostosowaniu programu praktyk do specjalności, trzeba przede wszystkim stwierdzić, że dziś już jest mało, a w przyszłości ciągle mniej będzie wypadków nie zadeklarowania przez praktykanta obranej specjalności (oczekiwany podział na grupy: płatowcową i silnikową).

W związku z tym wynikną pewne wskazania w podziale czasu praktyki na poszczególne działy. Np. płatowcowiec powinien więcej czasu poświęcić na montaż ostateczny, hamownię silników i instalacje, niż na skomplikowaną obróbkę głowicy.

Silnikowiec również raczej powinien dokładnie poznać zabudowanie silnika na płatowcu, napędy i sterowanie silnika, niż zawiłe prawa klejenia czy nitowania dźwigarów.

Skończę słowami, od których zacząłem: zacznijmy reformę studiów od praktyk, bo na to nie trzeba pieniędzy, memoriałów i zatwierdzeń — wystarczy zrozumienie i dobra wola inżynierów, którzy sami o reformę wołają.

Inż. Stanisław Piątkowski

Przegląd techniki lotniczej

Czasopisma

Kształtowanie spawanych części w lotnictwie *)

W. Rethel

Gestaltung geschweisster Teile im Flugzeugbau. Luftwissen, Bd 5, Nr 9, 1938.

Celem racjonalnego projektowania poszczególnych spawanych elementów lotniczych, konstruktor powinien poznać wszystkie wady i zalety spawanych konstrukcji w celu unikania pierwszych i wykorzystywania drugich. Korzyści spawanych części są następujące:

1. Spawanie umożliwia wykonywanie elementów skorupowych, całkowicie zamkniętych, o bardzo małych grubościach ścianek — około 0,5 mm nawet. Skorupy zaś są prawie idealnie sztywne, nadają się doskonale do przenoszenia zginania i skręcania, są bardzo pożądane ze względu na swą sztywność w wypadku występowania drgań itd.

2. Elementy mogą być wykonane przy odpowiedniej staranności bardzo dokładnie, co jest niekiedy bardzo ważne ze względów aerodynamicznych.

3. Przy produkcji seryjnej części składowe złożonych elementów, wykonywane z blachy, mogą być wytłaczane na maszynach, tak, że praca ręczna ograniczy się tylko do właściwego spawania.

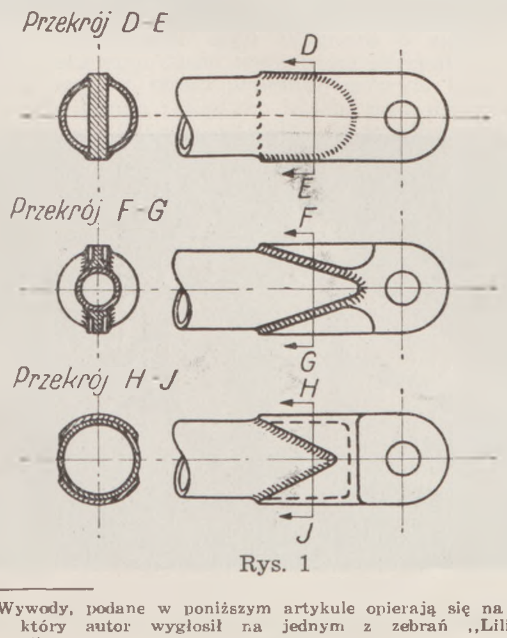
4. Przy spawaniu — w wypadku odpowiedniego urządzenia spawalni — występują mniejsze trudności, niż np. przy odlewaniu, więc dotrzymanie terminów na wykonanie poszczególnych elementów jest łatwiejsze.

Wady przedstawiają się następująco:

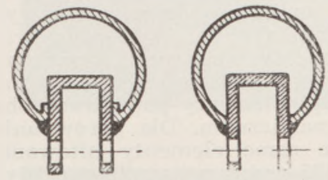
1. Kruche szwy na skutek przepalenia materiału. Pociąga to za sobą pęknięcia. Winę ponosi spawacz.

2. Krzywienie się i paczenie danego elementu a nieraz i pękanie przy — względnie po spawaniu. Wpływ na to mają różne czynniki: materiał, umiejętności spawacza, nieraz kolejność spawania itp.

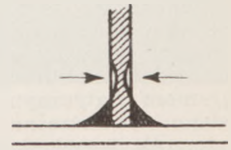
3. Czas wykonywania w stosunku do innych metod (np. odlewanie) jest za długi. Może powód leży w tym,



Rys. 1



Rys. 2



Rys. 3

że właściwy czas spawania bardzo długich szwów jest duży. Wadom tym należy przeciwdziałać przez:

a) odpowiedni dobór materiału,
b) kontrolę acetylenu, używanego do spawania,
c) unikanie przeciągów w spawalni,
d) odpowiedni dobór personelu spawaczy.

Zadaniem konstruktora jest stosowanie tylko takich szwów, które może wykonać każdy przeciętny spawacz. Konstruktor musi sobie dokładnie zdawać sprawę ze zjawisk, zachodzących przy spawaniu, musi znać właściwości poszczególnych szwów, aby projektowane przez niego elementy dały się wykonać bez wad. Poniżej podamy kilka reguł, dotyczących projektowania spawanych elementów.

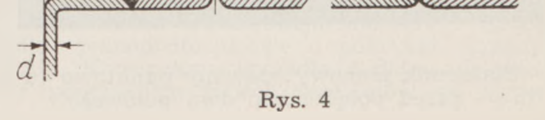
1) Grubość materiału po obu stronach szwu powinna być tak dobraną, aby nastąpiło równomierne ogrzewanie i odprowadzanie ciepła. Zatem przy spawaniu cienkiej ściany z grubą, powinna cienka blacha przechodzić na wylot przez grubą, a nie przeciwnie. Nie powinno się zatem przepuszczać na wylot grubej laszy przez cienką rurę i spawać na powierzchni rury, tylko należy w laszy zrobić trójkątne wycięcie, brzegi ściąć na ostro i laszę nałożyć na rurę zakończoną stożkowo (rys. 1) względnie stosować elementy frezowane (rys. 2). Jeżeli zaś cienka rura nie może przechodzić przez dany element grubościenny, to należy na brzegach wycięcia w rurze dać półeczki do wnętrza.

2) Jako drugi punkt mamy zasadę: należy unikać spawania w rogach (rys. 3) z powodu trudnego dostępu, grubego szwu, który pociąga za sobą duże skurcze; dalej przy tego rodzaju spawaniu materiał nad szwem ulega często stopieniu. Bezwarunkowo należy unikać spawania w rogu z obu stron.

Najlepiej jest stosować następujące szwy: na styk, na nakładkę i w konieczności szew w rogu, ale pod kątem znacznie większym od 90°.

3) Trzecia zasada: należy materiałowi pozwolić „oddychać" przy spawaniu np. jak na rys. 4. Materiał może się rozszerzać i kurczyć, nie doznając pęknięć ani wyboczeń. Spawanie powierzchni zakrzywionych jest pod tym względem lepsze od spawania blach płaskich. Gładka powierzchnia blachy po obu stronach szwu nie powinna być szerszą od *20d* (*d* = grubość blachy). Przy większych szerokościach łatwo następuje wyboczenie.

Jak z powyższego widać, jakość elementów spawanych zależy w pierwszym rzędzie od zaprojektowania, a dopiero w dalszej kolejności od spawacza.



Rys. 4

*) Wywody, podane w poniższym artykule opierają się na treści odczytu, który autor wygłosił na jednym z zebrań „Lilienthal-Gesellschaft".

Elektryczne spawanie punktowe w lotniczych konstrukcjach duralowych

Dypl. inż. F. H. Hentzen

Die elektrische Punktschweissung von Duralumin-Konstruktionen im Flugzeugbau. Luftwissen, tom 5, Nr 8, sierpień 1938 r.

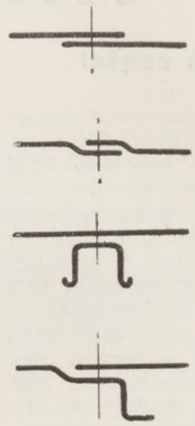
Wiadomo, że spawanie duralu napotykało na pewne trudności, jednakże opłaciło się je pokonać, ponieważ spawanie punktowe w porównaniu z nitowaniem posiada tę wyższość, że powierzchnia pozostaje gładką, nie wymaga więc „szpachlowania", wygładzania itp. Autor podaje wyniki prób elementów duralowych, spawanych punktowo. Próby wykazały duże zalety wytrzymałościowe tego sposobu łączenia. Wykonano tym sposobem następujące elementy: statecznik poziomy i pionowy, osłony silnikowe, oprofilowanie podwozia, lotki, osłony kabin załogi itp. Elementy poddawano obciążeniom statycznym i dynamicznym. Dla porównania badano równocześnie takie same elementy nitowane. Statecznik wysokości po 125-godzinnej próbie na dynamiczne obciążenie (13 milionów wahnień przy amplitudzie 3,5 mm na końcu) nie wykazał żadnych uszkodzeń. Równie pomyślne wyniki dały i inne próby.

Tabela obok zawiera porównanie wyników prób elementów spawanych punktowo i nitowanych.

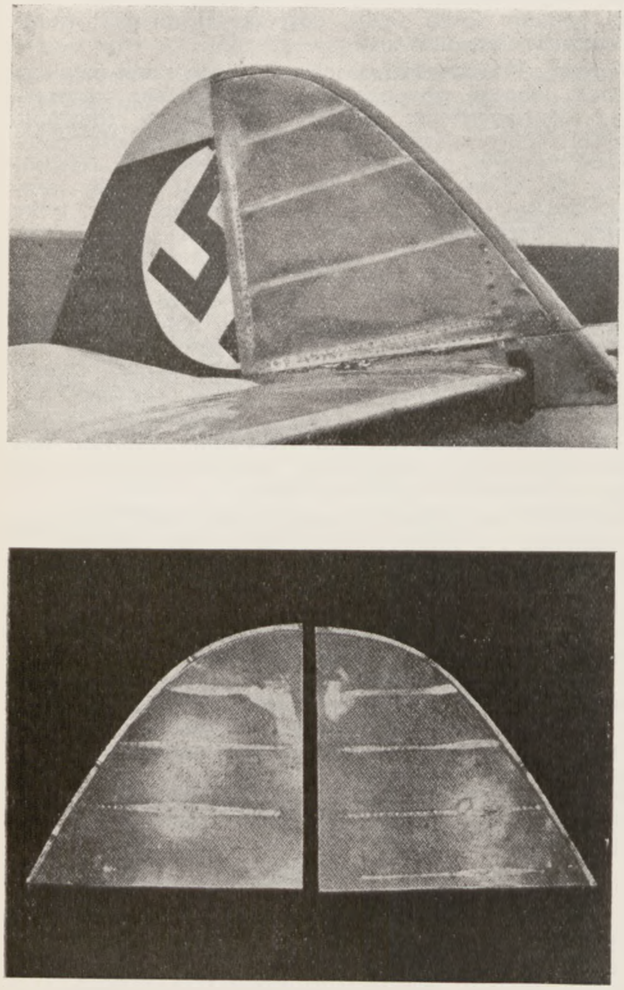
Średnia wytrzymałość na zmęczenie przy zmiennym obciążeniu dla spawania punktowego wynosi 5,0 kg/mm², zaś dla nitowania 5,3 kg/mm².

Jak z powyższego widać, spawanie punktowe w lotnictwie jest zupełnie możliwe do zastosowania, oczywiście pod warunkiem przestrzegania odpowiedniej tempera-

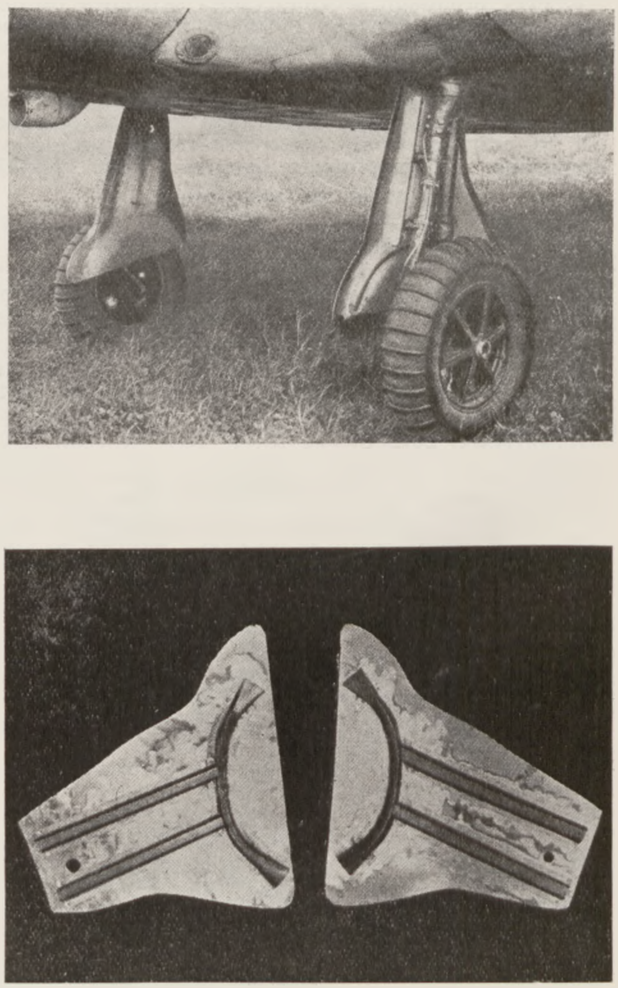
Tabela 1. Wyniki prób na zmęczenie elementów spawanych punktowo i nitowanych (grubość blach 0,8 mm).



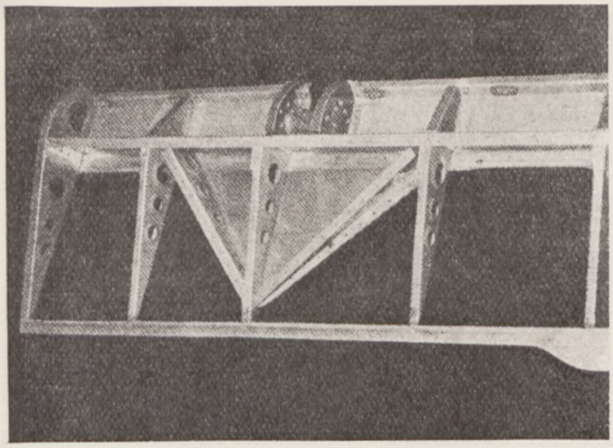
Nitowanie		Spawanie	
d = średnica nita, n = ilość nitów	Wytrzymałość kg/mm²	Ilość punktów spawanych	Wytrzymałość kg/mm²
$d = 2,6$ mm, $n = 2$	8,0	2	3,0
$d = 4,0$ mm, $n = 2$	5,3	2	5,0
		3	5,5
$d = 2,6$ mm, $n = 2$	7,5	2	5,5
$d = 4,0$ mm, $n = 2$	5,5	2	5,5
$d = 2,6$ mm, $n = 2$	4,6	2	3,4
$d = 4,0$ mm, $n = 2$	4,5	2	3,4



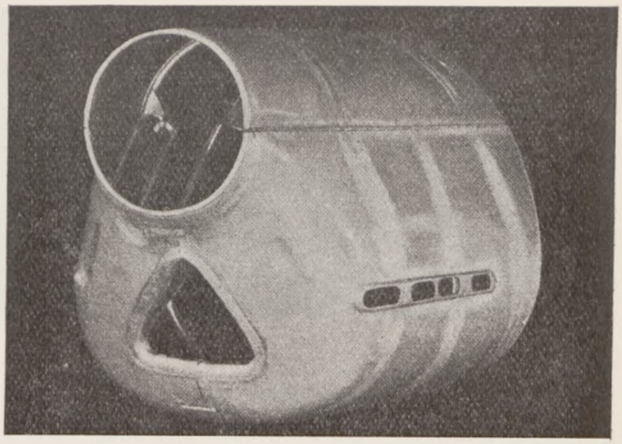
Rys. 1. Statecznik pionowy spawany punktowo (u dołu — przed połączeniem dwu połówek).

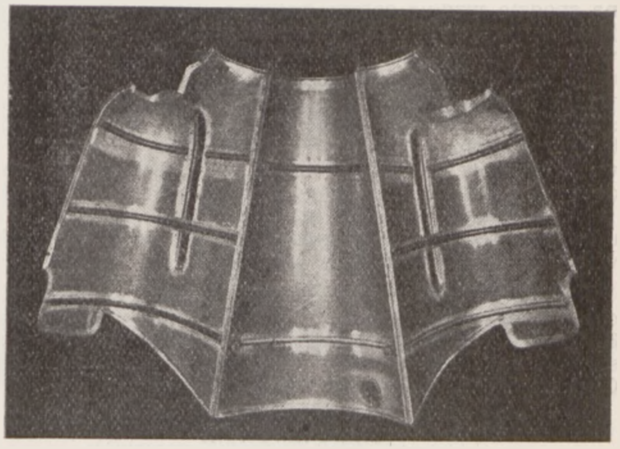


Rys. 2. Osłona chowanego podwozia spawana punktowo.



Rys. 3. Lotka spawana punktowo.





tury w czasie spawania itp. Przy dalszych ulepszeniach z biegiem czasu możliwe jest osiągnięcie wytrzymałości, jaką dziś wykazuje połączenie nitowe. Wprowadzenie punktowego spawania do serii będzie zależało od odpowiedniej aparatury, która dziś jest właściwie w stadium badań. Wadą spawania punktowego jest to, że nie można spawać elementów trudno dostępnych. Stosowanie ręcznych cęg do spawania jest niemożliwe, ponieważ spawanie punktowe wymaga silnych prądów. Autor wyraża przypuszczenie, że w przyszłości wszystkie elementy dostępne będą spawane punktowo, a tylko elementy trudno dostępne będą nitowane.

Rys. 4 (na prawo). Osłona silnika spawana punktowo.

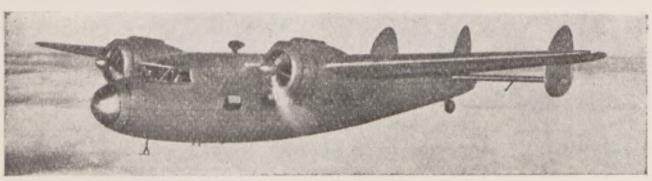
Nowy sprzęt

D. H. 95 - Flamingo

De Havilland, Anglia

Samolot pasażerski 12 — 17 miejscowy, może być wykonany także jako 20 miejscowy.

Górnopłat. Skrzydło wolnonośne z 4-ch części. Część skrzydła przykadłubowa z jednym dźwigarem głównym i dwoma pomocniczymi, pokryta jest blachą pracującą. Dźwigar główny kratowy z metalu lekkiego, dźwigary pomocnicze typu Wagnera o pasach także z metalu lekkiego. Część zewnętrzna skrzydła konstrukcji metalowej, w części przedniej pokryta blachą tworzącą z dźwigarem i noskiem keson; poza dźwigarem — kryta płótnem. Klapy o napędzie hydraulicznym, na całej rozpiętości skrzydła nie objętej lotkami. Kadłub z dwóch części; część przednia, dająca się łatwo odmontowywać, zawiera stanowiska pilotów i radiotelegrafistów; usztywniona jest wręgami z profilów otwartych. Kadłub pokryty jest alkladem. Część tylna kadłuba o podobnej konstrukcji lecz wzmocniona podłużnicami pomocniczymi i silną belką u spodu, zabezpieczającą kadłub w wypadku lądowania ze schowanym podwoziem. Bardzo obszerne okna i drzwi, mają zapewnić łatwość opuszczania samolotu w razie pożaru. Poza tym w suficie kabiny znajduje się otwór ratunkowy. Podwójne szyby i izolacja w ścianach zabezpieczają kabinę od hałasu silników. Usterzenie pionowe wolnonośne o trzech statecznikach i dwóch sterach kierunku. Stery kryte płótnem. Podwozie chowane do tyłu w gondole silnikowe. Napęd chowania podwozia hydrauliczny o ciśnieniu 72 kg/cm². Kółko ogonowe. Samolot zaopatrzony jest w pilota automatycznego.



fot. Inter Avia

D.H. 95 — Flamingo.

Zespół napędowy stanowią dwa silniki Perseus XIIC chłodzone powietrzem, o rozrządzie suwakowym. Moc nominalna każdego z nich 720 KM na wysokości 1220 m. Śmigło o stałych obrotach, pojemność 4-ch zbiorników 1800 l.

Charakterystyki:

Ciężar w locie 7710 kg,
Ciężar własny 5142 kg,
Powierzchnia nośna 59,3 m²,
Obciążenie na m² 130 kg/m²,
Obciąż. na KM 5,35 kg/KM,
V max. 391 km/godz.
V podr. 328 km/godz. na wysokości 3.000 m przy 500 KM na silnik.
Pułap prakt. — 5.650 m.
Zasięg 2100 km.
Wznosz. na 3050 m—10,6 min.

Jest to pierwszy samolot wytwórni De Havilland o konstrukcji całkowicie metalowej. Dużą uwagę w nim zwrócono na zapewnienie pasażerom wygody i bezpieczeństwa. Podobno próby w locie dały jaknajlepsze wyniki; samolot posiada krótki start i lądowanie,

Douglas DC-5

Douglas, U.S.A.

Samolot komunikacyjny; 16 pasażerów, 3 osoby załogi, trójkołowiec. Konstrukcja metalowa. Górnopłat. Skrzydło jednopodłużnicowe o pokryciu pracującym z alkladu. Konstrukcja skrzydła podobna do stosowanej na poprzednich typach samolotów tej wytwórni.



fot. Inter Avia

Douglas DC-5

Kadłub o przekroju kołowym. Poza normalną, konstrukcją kadłuba, tak, jak na samolocie DC—4, biegnie na spodzie wzdłuż całego kadłuba silna podłużnica mająca zabezpieczyć kabinę pasażerską od zgniecenia, w razie lądowania ze schowanym podwoziem. W przedniej części kadłuba umocowane jest przednie koło podwozia. Usterzenie wolnonośne, metalowe, o jednym sterze kierunkowym. Podwozie trójkołowe o napędzie hydraulicznym. Koła pod skrzydłami chowane są w skrzydła w bok na zewnątrz, koło przednie chowane do tyłu, wystaje z kadłuba, tak by w razie lądowania ze schowanym podwoziem, częściowo zamortyzowało uderzenie kadłuba o ziemię. Samolot zaopatrzony jest w pilota automatycznego.

Napęd stanowią dwa silniki Wright Cyclone G-2 chłodzone powietrzem, każdy o mocy nominalnej 850 KM i mocy startowej 1000 KM; przewidziane zastosowanie silników Hornet S I E — 2 G lub Wright Cyclone F-62. Paliwa zabiera 2080 l.

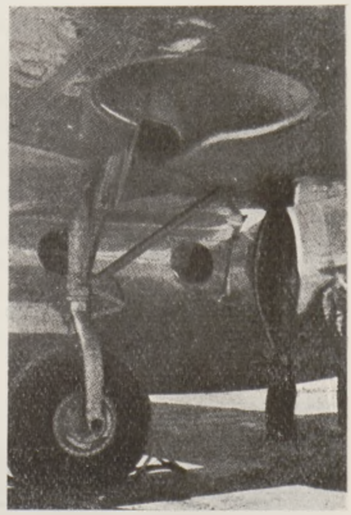
Charakterystyki

Ciężar w locie 8280 kg,	V max., 360 km/godz.
Ciężar własny 5332 kg,	V przelot., 330 km/godz.
Powierzchnia nośna 76,7 m²	na wysokości 3.000 m.
Obciążenie na m² 107,9 kg/m²,	przy 75% mocy nominal.
Obciąż. na KM 4,87 kg/KM.	V lądow., 103 km/godz.
Wydłużenie 7,4.	Pułap prakt. 7 130 m.

Samolot DC-5 przeznaczony jest do komunikacji na stosunkowo niewielkich przestrzeniach. Celem zapewnienia mu maksymalnej sprawności manewrowania na ziemi, łatwego startu i bezpiecznego lądowania na przyrządy, zastosowano podwozie trójkołowe. Ze względu na to, że w górnopłacie kadłub jest bardziej narażony na zgniecenie w razie przymusowego lądowania, niż w dolnopłacie, został on wzmocniony od spodu i nie schowano całkowicie przedniego koła. Charakterystyczne jest niewykorzystanie gondoli silnikowych do chowania podwozia, które chowa się w skrzydło; prawdopodobnie w ten sposób konstruktor chciał zmniejszyć opory gondoli silnikowej, zbytnio jej nie rozbudowując.

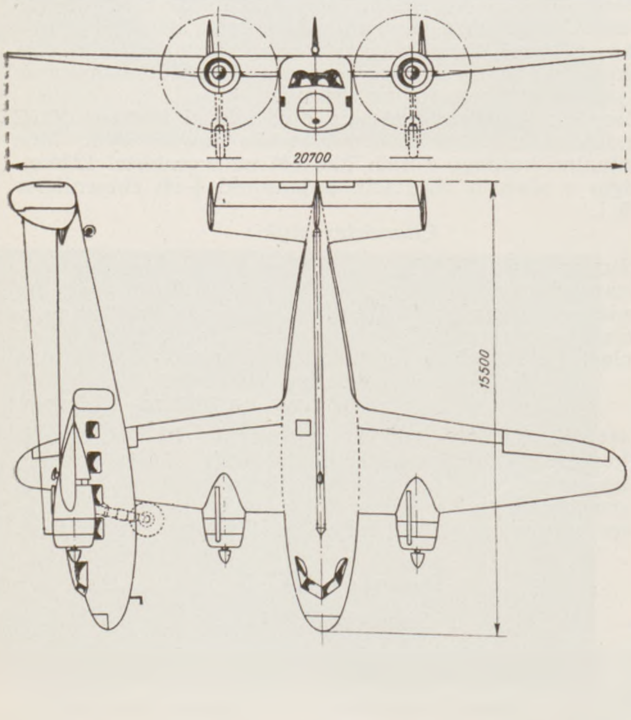
Porównując dwa najnowsze samoloty komunikacyjne Anglii i Ameryki, o podobnych założeniach i przeznaczeniach, nasuwają się następujące wnioski:

Szybkość przelotowa, przynajmniej na razie, ustaliła się, większą natomiast uwagę zwracają konstruktorzy na lądowanie i start. Zastanawiające jest przejście obu wytwórni z dolnopłatów na górnopłaty. Ma to na celu według wyjaśnień wytwórni zapewnić lepszą widoczność z kabiny pasażerskiej. Jednak wydaje się, że motyw ten nie był decydującym przy zastosowaniu górnopłata, gdyż narażony on jest bardziej na uszkodzenie kadłuba przy przymusowym lub nieprawidłowym lądowaniu. Wzmocnienie spodu kadłuba w znacznie mniejszym stopniu chroni kabinę pasażerską, niż skrzydło w dolnopłacie.

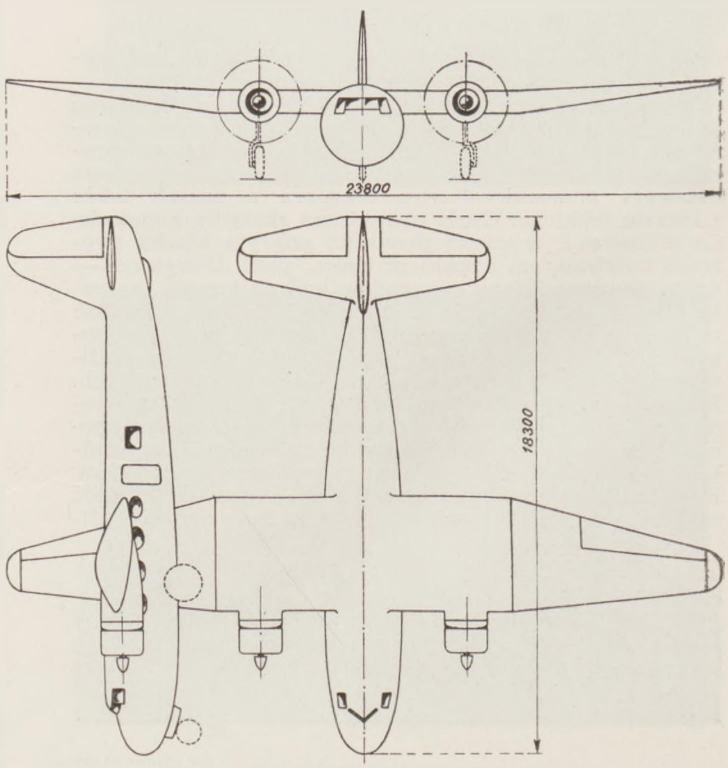


fot. Inter Avia

Douglas DC-5
(chowane podwozie)



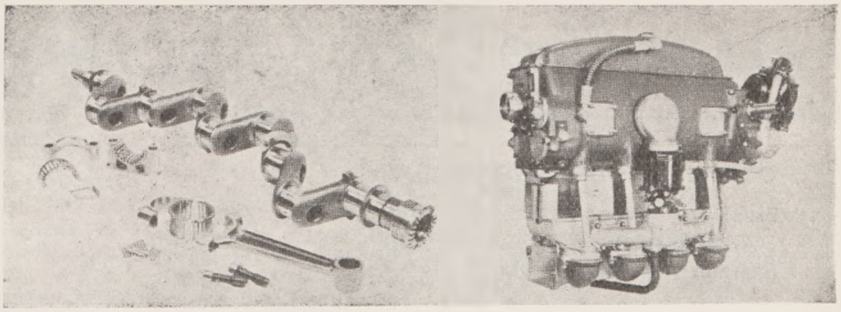
Samolot D.H.95-Flamingo



Samolot Douglas DC-5

Zündapp Z9-92

Zündapp-Werke, Niemcy



Nowy 50-konny silnik lotniczy przebył już próby w locie na kilku małych płatowcach. Wszystkie części silnika są łatwo dostępne. Karter otwierany od góry, przy czym pokrywa tworzy równocześnie zbiornik oleju. Cztery cylindry w rząd odwrócone. Wał korbowy podparty w pięciu punktach na łożyskach igłowych o dzielonej bieżni zewnętrznej daje się łatwo wybudować wraz z łożyskami, korbowodami oraz tłokami. Korbowody o przekroju dwuteowym, ułożyskowane od strony korby podobnie, jak główne łożyska wału. Tłoki posiadają pływające sworznie, trzy pierścienie uszczelniające i jeden zbierający. Dwa wałki rozrządcze na łożyskach rolkowych znajdują się po obu stronach silnika. Napędzają one pompy olejowe ssącą i tłoczącą z przodu silnika, a z tyłu pompę paliwową i licznik obrotów. Cylindry z wysokowartościowej stali, głowice ze stopu lekkiego, ukształtowane wewnątrz półkuliście. Zawory górne pod kątem, dźwigienki silnika zapewniają łatwy dostęp do świec i nie utrudniają chłodzenia głowicy. Gaźnik dolnossący Pallas z pompką przyśpieszającą (zasilającą) pozwala na dobre przejścia przy małym zużyciu paliwa. Wlot powietrza podgrzewamy spalinami. Uzupełnia wyposażenie ręczny rozrusznik i napęd prądnicy.

Dane charakterystyczne i wyczyny

Średnica, skok, pojemność	85 mm, 88 mm, 2,00 l
Stopień sprężania	6,2 : 1
Moc, obroty nominalne	50 KM, 2300 obr/min
Moc, obroty maksymalne	55 KM, 2550 obr/min
Liczba oktanowa paliwa	74
Zużycie paliwa	220 — 240 gr/KMgodz
Zużycie oleju	2 — 3,5 gr/KMgodz
Ciężar suchego silnika	60 kg

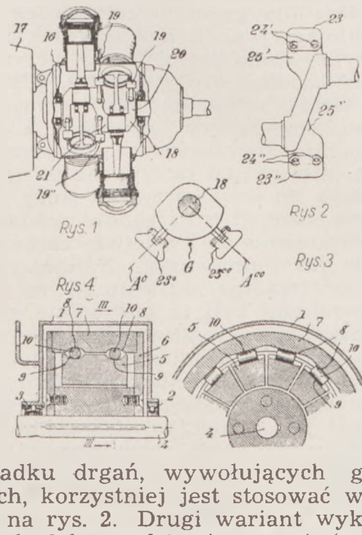
Patenty

Nr 27577. kl. 46a[11], 2. Raoul Roland Raymond Sarazin (St.-Prix, Francja).

Zgłoszono 22.VII. 1936 r. Udzielono 17.XI. 1938 r. Pierwszeństwo: 24.VII. 1935 r. i 29.V. 1936 r. (Francja).

Tłumik drgań, zwłaszcza do tłumienia drgań, występujących podczas pracy w silniku spalinowym.

Przedmiotem wynalazku jest tłumik drgań w silniku spalinowym, wywołanych siłami, które posiadają przynajmniej jedną składową, równoległą do osi obrotu wału. Tłumik posiada przynajmniej jedną masę ruchomą *19*, osadzoną w pewnej odległości od osi obrotu wału silnika i mogącą drgać w kierunku podłużnym wału. Drgania masy *19* zachodzić będą w tych wypadkach, gdy przegub *22* wykonywa ruch, posiadający składową, równoległą do osi obrotu wału. Przy odpowiednich obrotach silnika i okresie drgań wahadła *19*, ruch wału, równoległy do jego osi, dozna tłumienia. W przypadku silnika gwiazdowego, elastycznie zawieszonego, masę *19* umieszcza się na ramieniu, znajdującym się najdalej od łap łoża. Można stosować parę mas *19*. Wahadła, utworzone przez masy *19* mogą przynajmniej częściowo zastąpić przeciwwagę.



W wypadku drgań, wywołujących gięcie wałów wykorbionych, korzystniej jest stosować wahadła dwutorowe, jak na rys. 2. Drugi wariant wykonania dwutorowych wahadeł przedstawia rys. 4 (ruchome masy *5*, prowadzone są na rolkach *10*).

W szczególnych wypadkach przewidziane jest umieszczenie na tym samym ramieniu wału dwuch wahadeł, jedno- lub dwu-torowych, przy czym płaszczyzny wahań tworzą ze sobą kąt 90°.

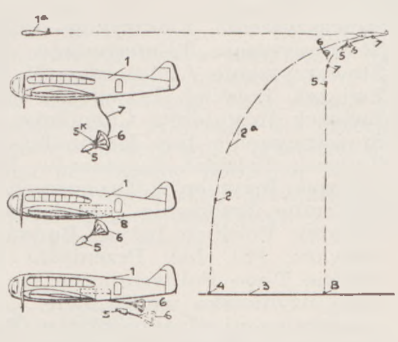
Gdyby chodziło o tłumienie drgań, występujących np. w skrzydle samolotu, wówczas urządzenie tłumikowe należy umieścić w pobliżu miejsca, gdzie drgania wykazują największą amplitudę, a wał z masami ruchomymi napędza się specjalnym silniczkiem.

Nr 27586. Kl. 72 d, 19/07. Charles Edonard Pierre Gourdon (Saint-Mandé, Francja).

Zgłoszono 22.III. 1937 r. Udzielono 17.XI. 1938 r. Pierwszeństwo 27.III. 1936 r. (Francja).

Bomba lotnicza.

Przedmiotem wynalazku jest bomba lotnicza, wytracająca w ciągu bardzo krótkiego czasu swą szybkość poziomą. Bombę zaopatruje się w spadochron, który hamuje jej ruch przez pewien określony czas, poczem



odczepia się i bomba spada dalej bez szybkości poziomej. Sposób umieszczenia spadochronu może być rozmaity — jak pokazano na rys. Do odłączania spadochronu służyć mogą różne środki: mechaniczne, zegarowe itp.

Stwierdzono, że przy stałej szybkości samolotu uzyskuje się zawsze ten sam punkt upadku bomby, niezależnie od wysokości bombardowania, pod warunkiem, że stosunek powierzchni nośnej *S* spadochronu do ciężaru bomby *P* znajduje się w pewnych określonych granicach.

Na podstawie prób z bombą $P = 200$ kg, stosunek $\frac{S}{P}$ zastrzega się w następujących granicach:

$$\frac{1}{44} > \frac{S}{P} > \frac{1}{70}$$

ZWIĄZEK POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

Adres: Al. Szucha 4 m. 66 telefon 705-13 Konto PKO Nr 25.545

GODZINY URZĘDOWANIA:

Prezes środy 18-19
Sekretarz: środy 18-19, piątki 19-20
Skarbnik: czwartki 18-20

Sekretariat i czytelnia czasopism czynne codziennie z wyjątkiem dni świątecznych, śród i sobót w godzinach 18-20

Dni klubowe — czwartki od 18-ej

Komunikat Nr 6/39

1. Komunikat nr 5/39.

W dniu 7 kwietnia br. został rozesłany wszystkim członkom komunikat nr 5/39 treści następującej:

1. Koledzy!

Wydarzenia ostatnie wytworzyły sytuację ogólnie znaną. Praca zawodowa pozwala wszystkim Kolegom docenić w pełni znaczenie Pożyczki Obrony Przeciwlotniczej dla obrony Państwa i rozwoju Polskiego Przemysłu Lotniczego. Zarząd zwraca się z gorącym apelem o wypełnienie obowiązków, jakie wymienione fakty nakładają na Polskich Inżynierów Lotniczych.

Obowiązki te wyrażamy lapidarnie w dwóch punktach:

1. Zwiększenie wydajności pracy zawodowej.
2. Dalsze subskrybowanie Pożyczki.

2. Naczelna Organizacja Inżynierów R. P. zawiadamia, że w dniu 28 marca br. został wysłany telegram następującej treści:

„Generalny Inspektor Sił Zbrojnych
Marszałek Edward Śmigły Rydz
Warszawa.

W wielkiej chwili dziejowej Naczelna Organizacja Inżynierów R. P. oddaje niniejszym do Twej, Panie Marszałku, dyspozycji zwarte szeregi inżynierów-polaków, zbrojnych w wiedzę fachową, pomnażającą siłę ramienia żołnierza.

Dziś nie ma wśród nas różnic poglądów społecznych ani ambicji osobistych. W imię Najjaśniejszej Rzeczypospolitej składamy Ci, Panie Marszałku, uroczyste przyrzeczenie wytrwania w chwilach prób dziejowych i najcięższych zmagań na każdej placówce i w każdej sytuacji. którą Twa wola wyznaczy.

W pełnym spokoju oczekujemy na rozkazy, gotowi do ofiar krwi i mienia.

W imieniu: Stowarzyszenie Elektryków Polskich,
Stowarzyszenie Teletechników Polskich,
Stowarzyszenie Architektów R. P.,
Związek Polskich Inżynierów Elektryków,
Związek Inżynierów Chemików R. P.,
Stowarzyszenie Inż. Mechaników Polskich,
Związek Polskich Inżynierów Kolejowych,
Związek Inżynierów Drogowych R. P.,
Społeczne Zrzeszenie Inżynierów R. P.,
Związek Polskich Inżyn. Budowlanych,
Stowarz. Pol. Inż. Przemysłu Naftowego,
Polskie T-wo Politechniczne we Lwowie,
Izba Inżynierska we Lwowie,
Stowarzyszenie Inżynierów w Poznaniu,
Związek Polskich Inżynierów Lotniczych,
Stow. Polskich Inż. Górniczych i Hutn.,
Stowarzyszenie Inżynierów Wodnych R. P.,
Stow. Polskich Inż. Budow. Okrętowego,
Naczelna Organizacja Inżynierów R. P."

3. Zarząd wysłał do p. Gen. Berbeckiego list następującej treści:

„Generalny Komisarz
Pożyczki Obrony Przeciwlotniczej
Gen. Broni inż. Leon Berbecki
Warszawa.

Związek Polskich Inżynierów Lotniczych składa niniejszym na ręce Pana Generała deklarację subskrypcji Pożyczki Obrony Przeciwlotniczej. Szczupłe fundusze ZPIL pozwoliły nam na zakupienie tylko dwóch obligacji pożyczki za sumę zł 200.— (słownie: złotych dwieście).

Równocześnie pozwalamy sobie zakomunikować Panu Generałowi, że Zarząd ZPIL zwrócił się z gorącym apelem do wszystkich członków Związku o zwiększenie wydajności pracy zawodowej i dalsze subskrybowanie Pożyczki."

2. Rozesłanie legitymacji.

W dniu 17 bm. rozesłano legitymacje członkowskie wszystkim Kolegom, których zaległości nie przekraczają wysokości składki całorocznej.

3. Pierwszy Polski Zjazd Spawalniczy.

ZPIL jako członkowi jednego ze stowarzyszeń organizujących Zjazd, przyznano dwie bezpłatne karty uczestnictwa w Zjeździe, które Związek przydzielił kol. kol. Rosnowskiemu i Rzechule.

4. Światowy Kongres Inżynierów Samochodowych i Lotniczych.

Oficjalnym delegatem ZPIL na „1939 World Automotive Engineering Congress of the Society of Automotive Engineers" jest płk. inż. Andrzej Chramiec.

Za Zarząd:

(—) W. Dostatni, Sekretarz *(—) J. Bukowski*, Prezes

Zebrania odczytowe

Normalizacja tablic przyrządów pokładowych wygłosił dnia 17 marca 1939 r. dr inż. Józef Pawlikowski.

Prelegent uważa swój referat jako zagajenie dyskusji, dotyczącej znormalizowania układu przyrządów i tablic pokładowych. Wobec wielkiej ilości przyrządów pokładowych nie mogą one być rozrzucone i muszą dawać przejrzyste odczyty. Istnieją bowiem przyrządy bardzo dokładne, ale czas ich odczytu jest duży, lub też wymagają one specjalnej regulacji przez pilota, co obecnie jest nie do pomyślenia na samolocie. Wszystkie przyrządy muszą być proste i przejrzyste, w związku z czym istnieje obecnie nawet tendencja do przejścia na wskazania jakościowe zamiast ilościowych. Używane są np. sygnały świetlne dla granicznych położeń wskaźników przyrządów silnikowych. U nas zaprojektowano w tym kierunku przykrywanie części tarczy przyrządu tak, że pilot widzi wskazówkę wtedy dopiero, gdy ta wychodzi po za osłonę tarczy, wskazując np. nienormalne dla silnika wielkości temperatury lub ciśnienia oleju. Włosi używają oznaczeń poszczególnych przyrządów dużymi początkowymi literami na tarczy; ma to na celu szybką orientację pilota, do czego przyrząd służy.

Normalizacja samych przyrządów pokładowych znalazła duże zrozumienie w lotnictwie zarówno ze strony użytkowników jak i przemysłu. Natomiast w normalizacji układu przyrządów natrafiło się na duże trudności — przeciwnikami byli tu oczywiście konstruktorzy, których wymagania normalizacyjne krępowały w konstrukcji. Konieczność normalizacji nie spotkała się również z całkowitym zrozumieniem w opinii pilotów oblatujących. Ostatecznie zgodzono się powszechnie z tym, że normalizacja jest konieczna, przynajmniej w pojęciu pewnych określonych zasad rozmieszczania przyrządów. Stało się wreszcie jasnym, że pilot przyzwyczaja się do pewnego układu przyrządów i o ile natrafi na inny układ, chociażby nawet lepszy, to ma trudności z opanowaniem go i obsługą — a co najważniejsze, w chwili niebezpieczeństwa może popełnić, z powodu nieustalonych norm w rozmieszczeniu przyrządów, nieobliczalne w swoich skutkach omyłki.

Przyjęto więc zasadę podziału przyrządów na trzy grupy. I — pilotażowa, II — silnikowa i III — nawigacyjna i to w ten sposób, aby przyrządy do pilotowania znajdowały się na wprost pilota, zaś przyrządy silnikowe po jego prawej ręce. Przy tym w stosunku do przyrządów pilotażowych przyjęto zasadę, że przyrządy należące do jednego systemu pilotażowego tj. stanowiące komplet pozwalający na prowadzenie samolotu bez widoczności, muszą się znajdować w jednej linii pionowej. Systemy dublujące się winny być umieszczone obok siebie. Dla polskiego lotnictwa przyjęto (rys. 1) dwa systemy; jeden ma stanowić busola i kontroler lotu z umieszczonym obok chyłomierzem podłużnym oraz drugi — żyroskopowy wskaźnik kursu z chyłomierzem poprzecznym oraz sztuczny horyzont. Całość uzupełnia wariometr, wysokościomierz, wskaźniki radiowe oraz zegar czasowy.

Pilot zasadniczo prowadzi samolot przy pomcy sztucznego horyzontu i żyroskopowego wskaźnika kursu; gdy jeden z przyrządów tego systemu ulegnie uszkodzeniu pilot przechodzi na system pierwszy, mniej wygodny do prowadzenia, ale niezawodny, gdyż przyrządy jego wykorzystują bezpośrednio najprostsze prawa fizyki. We Francji przyrządy tego systemu noszą nazwę przyrządów „aux forces“, a drugiego systemu „aux posilion“.

Druga grupa (II) — to przyrządy silnikowe. Układ ich polega na umieszczeniu w jednej linii pionowej przyrządów należących do jednego silnika zaś obok siebie przyrządów odnoszących się do tych samych wskazań stanów silnika.

Ostatnio zauważyć można dalszy krok w dziedzinie normalizacji rozmieszczenia przyrządów pokładowych; normalizuje się nie tylko zasady rozmieszczania ale i same tablice. Przykłady można było znaleźć na ostatnim Salonie Lotniczym w Paryżu (firmy Askania, Smith, Aera, Badin itd).

Rozróżnia się tu normalizację całkowitych tablic (Anglia, Niemcy) oraz normalizację tylko części środkowej (przyrządów pilotażowych). Prelegent jest zdania, że w naszych warunkach w grę wchodzić może tylko normalizacja części środkowej tablicy i sprawę tę pragnie poddać dyskusji.

Inż. Kazimierz Korsak twierdzi, że z punktu widzenia konstruktora normalizacja nie jest wskazana, gdyż stwarza cały szereg trudności i konieczność naginania się do norm. Stosowanie różnych typów przyrządów do nowych samolotów wymaga indywidualnego rozwiązania tablic. W układaniu pionowym i poziomym przyrządów są trudności ze względu na przewody, lufę karabinu maszynowego lub tp. Konstruktor sam uwzględnia główne zasady rozmieszczenia przyrządów, ale niechętnie widziałby normy, w szczególności w odniesieniu do całych tablic pokładowych.

Inż. Wilhelm Chaltier. Do normalizacji należy podejść uwzględniając dwie sprawy: 1) Ułatwienie pracy pilota i 2) potanienie produkcji. Jeżeli chodzi o zysk na normalizacji tablic pokładowych, to jest on tak mały, że to nie opłacałoby się. Powstaje więc tylko kwestia wygody pilota. Do tego celu wystarczy całkowicie stworzenie dobrych zasad normalizacji i to w formie warunków technicznych a nie norm. Obecnie wchodzą w rachubę nowe przyrządy, jak np. wskaźnik mocy — będzie to jeden przyrząd do silnika zastępujący prawie wszystkie dotychczasowe.

Cyfry na tarczach przyrządów będą ważne tylko dla prototypów — później można by zaznaczyć tylko wartości graniczne. Idzie się obecnie w tym kierunku, żeby przyrządy silnikowe były wydzielone i kontrolowane przez mechanika.

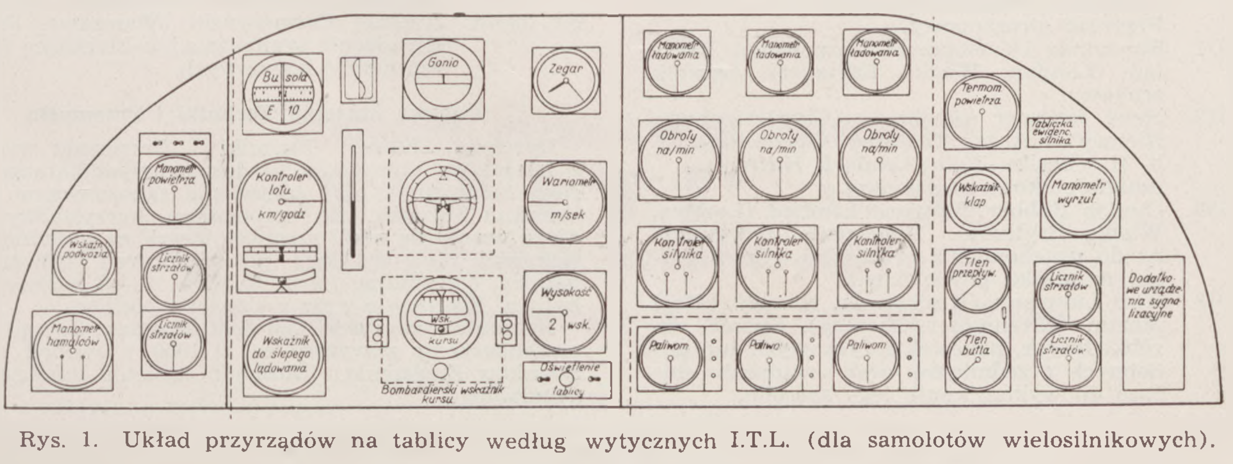
Dr inż. Stefan Neumark proponuje wprowadzenie „wskaźnika celowości“ normalizacji, którym należało by się posługiwać w wypadkach wątpliwych, czy należało by stosować normalizację, czy nie. Przy stosowaniu całego szeregu typów zespołów przyrządów byłby to stosunek ilości nowych typów samolotów do liczby typów zespołów przyrządów koniecznych dla danego samolotu.

Norma powinna mieć pewną trwałość w zakresie np. 10 lat. Tu trzeba wziąć pod uwagę ilość prototypów, wyprodukowanych w tym czasie i dopiero wtedy okaże się, czy normalizacja opłaci się. W naszych warunkach wobec małej ilości prototypów może nie opłacało by się krępować konstruktora znormalizowanymi tablicami.

Kpt. inż. Mikołaj Kaczanowski stwierdza, że normalizacja jest wskazana i sama już weszła w życie, gdyż konstruktor nie rozdziela przyrządów związanych ze sobą przeznaczeniem. Sprowadzamy dużo przyrządów zagranicznych o różnych obrysiach; stąd wynika konieczność ich znormalizowania. Ważną rzeczą w układzie przyrządów powinna być estetyka tablicy. Oświetlenie tablicy przy układzie przyrządów do lotów nocnych należy do kwestii bardzo ważnych przy konstrukcji. Są nowe tablice podane w literaturze jak np. na samolotach Curtiss 20 zabudowano tablicę automatyczną. Jest to cały szereg oświetlonych tabliczek; pilot, wykonywując w przepisanej kolejności szereg czynności przed startem, gasi napisy na tabliczkach. Również w locie po naciśnięciu guzika oświetlają się napisy na tabliczkach, wskazujące czynniki konieczne do wykonania. Wyprodukowano również taki przyrząd, który zastępuje kilka dotychczasowych np. wskazuje zawartość paliwa w czterech zbiornikach, a jednocześnie jest wskaźnikiem podwozia i klap.

Inż. Andrzej Czemeryński porusza ważność kwestii oświetlenia tablic; mianowicie czy należy oświetlać całą tablicę czy przyrządy osobno. Następnie zapytuje prelegenta czy są znane prace na temat oświetlania wnętrza kabin, refleksów w kabinie itp.

Inż. Tadeusz Markowski zaznacza. że normalizacja może dać usługi w szybkiej produkcji prototypów, można bowiem do podobnych typów samolotów stosować identyczne tablice. stąd wynikała by oszczędność czasu konstruktora i nie stwarzano by trudności dla pilotów przy obsłudze nowych typów samolotów. Następnie porusza sprawę oblatywania prototypów z przyrządami i konieczność odpowiedniego nastawienia oblatywacza, któryby oceniał, które przyrządy dla przeciętnego pilota są łatwiejsze w obserwacji i obsłudze, a które trudniejsze. Układ przyrządów powinien być obrany na podstawie ankiety najbardziej doświadczonych pilotów oraz po próbach przeprowadzonych z uczniami-pilotami na różnych typach tablic.



Rys. 1. Układ przyrządów na tablicy według wytycznych I.T.L. (dla samolotów wielosilnikowych).

Inż. Stanisław Piątkowski uważa, że wszelkie inne czynniki po za ułatwieniem pracy pilota i zapewnieniem maksimum bezpieczeństwa powinny być brane pod uwagę na drugim planie.

Kpt. inż. Mikołaj Kaczanowski wyjaśnia, że jeżeli chodzi o trudność w konstrukcji tablic, to najwięcej czasu zabiera konstruktorowi rozmieszczenie doprowadzeń przewodów itp. Następnie nie uważa za konieczne umieszczanie zegara czasowego na środkowej części tablicy, która wymaga specjalnie dobranej amortyzacji, gdyż zegar tego nie potrzebuje. Ważną jest sprawa normalizacji kolorów tarcz przyrządów.

Dr inż. Józef Pawlikowski odpowiada, że w pewnym ujęciu „wskaźnik celowości" byłby miarodajny, niemniej jednak przyjęto np. dla szybowców w Niemczech i Rosji, bez względu na typ szybowca, znormalizowaną tablicę i w praktyce wykazuje to dużo zalet.

Następnie wyjaśnia, że chodzi tylko o normalizację środkowej części tablicy, ażeby konstruktor nie przestawiał przyrządów i zachowywał ściśle linie pionowe i poziome. Estetyka tablic jest kwestią niedocenianą, gdyż to co jest estetyczne, przeważnie jest również dobre.

W odpowiedzi kpt. inż. M. Kaczanowskiemu prelegent zaznacza, że co do obrysi istnieją w normach rozbieżności i są trudności ze względu na to, że przyrządy są wyrabiane w różnych krajach. Niedawno zostały unormowane na Międzynarodowym Zjeździe ISA wymiary międzynarodowe. które były używane w Polsce, Francji i Włoszech, a więc 60 i 80 mm.

Następnie wyjaśnia, że zegar czasowy umieszczony w środkowej części jest potrzebny ze względu na konieczność szybkich odczytów wskazań przy lądowaniu na „ZZ". Układ środkowej części tablicy nie jest wynikiem rozważań teoretycznych i prób laboratoryjnych. lecz został ustalony przy współpracy personelu latającego.

Przechodząc teraz do kwestii oświetlenia tablic. dr Pawlikowski zaznacza, że obecnie w tej sprawie nie będzie zabierał głosu. Polski Komitet Oświetleniowy, do którego prelegent należy, ma obecnie w tej dziedzinie bardzo ciekawe materiały, więc, o ile będzie to możliwe, sprawie tej poświęci specjalny odczyt.

Błędy fabrykacyjne i konstrukcyjne w drewnianych konstrukcjach lotniczych oraz sposoby ich unikania — wygłosił dnia 31 marca br. tng. Stefan Kozanecki. Streszczenie odczytu i dyskusji zostanie zamieszczone w następnym numerze Techniki Lotniczej.

Wiadomości Zrzeszenia Polskich Przemysłowców Lotniczych

Sprawy wewnętrzne.

Z dniem 1-szym kwietnia 1939 roku przystąpiła na członka Zrzeszenia PPL firma Tow. Starachowickich Zakładów Górniczych S. A. w Warszawie.

Doroczne Walne Zebranie Zrzeszenia Polskich Przemysłowców Lotniczych odbędzie się w lokalu firmy Sepewe ul. Mazowiecka 9 m. 2, o godz. 18-ej dn. 21.IV. 1939 r.

Dnia 1.IV. 1939 r. Zarząd Zrzeszenia PPL wysłał do Pana Marszałka Polski Edwarda Śmigłego-Rydza następujący telegram:

W obliczu wypadków politycznych, jakie w dniach ostatnich miały miejsce bezpośrednio u granic Rzeczypospolitej, Zrzeszenie Polskich Przemysłowców Lotniczych, obserwując z całkowitym spokojem wraz z Całym narodem rozwój wypadków, zapewnia Cię, Panie Marszałku, iż na usługi obrony Państwa odda wszystkie swe siły i wszystkie możliwości.

Jednocześnie wyrażamy niezłomne przekonanie, iż pozostająca pod Twoim zwierzchnictwem Polska Siła Zbrojna wsparta jednolitą postawą całego Narodu, da w razie potrzeby zawsze należyty odpór każdemu, ktoby na całość terytorium lub na Prawa Narodu Polskiego targnąć się poważył. .

Patenty.

Urząd Patentowy R. P. ogłosił w Nr Nr 1, 2 i 3 1939 r. następujące patenty, wydane na wynalazki w zakresie lotnictwa.

Nr. 27788. Ignacy Brach (Katowice, Polska). Napęd linowy bramy hangaru.

Nr. 27801. Douglas George King Moss (Sanderstead, Wielka Brytania) i Harold Claude Peirce (Croydon, Wielka Brytania). Przyrząd giroskopowy.

Nr. 27911. Simmonds Development Corporation Limited (Londyn, Wielka Brytania). Łącznik śrubowy.

Nr. 27719. Hans Reissner (Berlin — Charlottenburg, Niemcy) i Argus Motoren Geselschaft m. b. H. (Berlin—Reinickendorf, Niemcy). Śmigło o skoku nastawnym.

Nr. 27888. Dunlop Rubber Company Limited (Londyn, Wielka Brytania). Urządzenie hydrauliczne do uruchomienia z odległości broni palnej na statku powietrznym.

Nr. 27913. Karl Luhmann (Kirchmöser, Niemcy) i Karl Martin (Kirchmöser, Niemcy). Sposób obróbki łożysk, panewek łożyskowych lub podobnych przedmiotów oraz urządzenie służące do wykonywania tego sposobu.

Nr. 27927. Leopold Sobiesław Serog (Bielsko, Polska). Sposób uruchomienia i ułatwienia zapłonów silników spalinowych napędzanych ciekłym paliwem.

Nr. 27917. Karl Baumann (Bazyleja, Szwajcaria) i Armin Ettinger (Birsfelden pod Bazyleją, Szwajcaria). Sposób kierowania lądowaniem samolotu i urządzenie do stosowania tego sposobu.

Nr. 27994. Bendix Aviation Corporation (Chicago, Illinois, Stany Zjednoczone Ameryki). Chyłomierz ze wskaźnikiem pochyleń w postaci narządu tocznego, umieszczonego w rurce zakrzywionej.

Nr. 28123. Donat Makijonek (Bydgoszcz, Polska). Urządzenie wskazujące wysokość poziomu cieczy w zbiorniku.

Nr. 28005. Société Génerale des Carburateuers Zenith (Genewa, Szwajcaria). Urządzenie regulacyjne do lotniczych silników spalinowych.

Nr. 28017. Tadeusz Figut (Kraków, Polska) i Zdzisław Walewski (Kraków, Polska). Świeca zapłonowa do silników spalinowych.

Nr. 27995. Société des Aéronefs Mignet (Meaux, Francja). Urządzenie do nastawiania kąta pochylenia dwóch skrzydeł nośnych samolotu względem jego kadłuba, umieszczonych jedno za drugim na różnych wysokościach względem tegoż kadłuba.

Nr. 28044. The Cierva Autogiro Company Limited (Londyn, Wielka Brytania). Samolot śrubowy.

Nr. 28019. Państwowe Zakłady Lotnicze w Warszawie (Warszawa, Polska). Wyrzutnik do bomb.

Nr. 28075. Andrzej Czemeryński (Warszawa, Polska). Urządzenie sygnalizacyjno-blokujące do wyrzutników bombowych.

Odezwa Muzeum Techniki i Przemysłu

Dyrekcja Muzeum Techniki i Przemysłu wystąpiła z inicjatywą stworzenia funduszu stypendialnego, którego zadaniem byłoby ułatwienie zapoznawania się ze zbiorami Muzeum. Ze stypendium korzystaliby zdolniejsi uczniowie szkół rzemieślniczych na prowincji oraz wskazani przez dyrekcje poszczególnych wytwórni robotnicy, otrzymując zwrot kosztów 4 — 5 dniowego pobytu w Warszawie wraz z kosztami podróży.

Na skutek wezwania Dyrekcji Muzeum, Zarząd ZPPL przeznaczył na powyższy cel zł 1000 i zwrócił się do członków Zrzeszenia z prośbą o zasilenie funduszu stypendialnego.

339 Zakłady Drukarskie W. Piekarniaka, W-wa, Dobra 58, tel. centr. 644-59 i 592-40.